

PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ
FACULTAD DE CIENCIAS E INGENIERÍA



PONTIFICIA
UNIVERSIDAD
CATÓLICA
DEL PERÚ

**ANÁLISIS ESTRUCTURAL Y MODAL DE LA HÉLICE DE UN
AEROGENERADOR DE 3kW DE POTENCIA MEDIANTE
SIMULACIÓN NUMÉRICA COMPUTACIONAL**

**Tesis para optar el Título de Ingeniero Mecánico,
que presenta el bachiller:**

RENATTO MARCELLO YUPA VILLANUEVA

ASESOR: Dr. Rosendo Franco Rodríguez

CO-ASESOR: Dr. Quino Valverde Guzmán

Lima, Junio del 2016

RESUMEN

En la presente tesis se hizo un estudio del comportamiento estructural y modal de la hélice de un aerogenerador de eje horizontal de 3kW en condiciones extremas de operación. Primero se realizó un análisis aerodinámico para determinar las cargas del viento sobre la hélice. En este estudio se utilizó el software ANSYS CFX para obtener el patrón de flujo, el campo de presiones, el campo de velocidades y el torque resistente. Los resultados de la simulación aerodinámica se verificaron en forma cualitativa mediante el patrón de flujo teórico y en forma cuantitativa por medio del cálculo de la potencia generada. En ambos casos se obtuvo una adecuada correspondencia. Posteriormente se realizó el estudio del comportamiento estructural de la hélice usando el software ANSYS MECHANICAL, con la finalidad de obtener el estado de esfuerzos, los desplazamientos y el factor de seguridad de la hélice. Los resultados de la simulación estructural se verificaron indirectamente mediante cálculos analíticos usando la teoría clásica del laminado. Se puede afirmar que la hélice opera en forma segura con un factor de seguridad de 1.86, considerando el material ortotrópico del cual está fabricada. Asimismo, se hizo un estudio modal para obtener las frecuencias naturales y sus respectivos modos de vibración, con la finalidad de determinar las velocidades críticas de funcionamiento de la hélice. El análisis modal fue verificado utilizando un modelo matemático de un grado de libertad, correspondiente a una viga en voladizo. Con el análisis modal se comprobó que la hélice no entraría en resonancia en el régimen de trabajo extremo (400 r.p.m.), ni por debajo de este, ya que las velocidades críticas están por encima de 450 r.p.m.

**PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ**
FACULTAD DE CIENCIAS E INGENIERÍA**TEMA DE TESIS PARA OPTAR EL TÍTULO DE INGENIERO MECÁNICO**

TÍTULO : ANÁLISIS ESTRUCTURAL Y MODAL DE LA HÉLICE
DE UN AEROGENERADOR DE 3kW DE POTENCIA
MEDIANTE SIMULACIÓN NUMÉRICA
COMPUTACIONAL

ÁREA : Diseño # 276

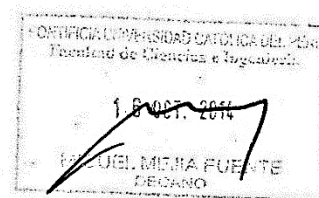
PROPUESTO POR : Dr. Rosendo Franco Rodríguez

ASESORES : Dr. Rosendo Franco Rodríguez
Dr. Quino Valverde Guzmán

TESISTA : Renatto Marcello Yupa Villanueva

CÓDIGO : 20080473

FECHA : 14 de octubre de 2014

**DESCRIPCIÓN Y OBJETIVOS:**

En el Perú existen algunas empresas que trabajan en el tema de las energías renovables, como es el caso de la empresa WAIRA. Uno de los proyectos de esta empresa consiste en el diseño y construcción de un aerogenerador de 3kW, para ser aplicado en el sector rural. El grupo INACOM - PUCP está participando en este proyecto con el objetivo de realizar un estudio del aerogenerador desde el punto de vista aerodinámico y estructural, utilizando para ello herramientas de simulación numérica computacional. Uno de los componentes más importantes de un aerogenerador es la hélice, la cual ha sido diseñada y fabricada por la empresa WAIRA en el mencionado proyecto. Esta hélice tiene como particularidad los materiales usados en su fabricación: acero para el núcleo y laminado de fibra de vidrio bidireccional y unidireccional para las palas. Asimismo, la determinación de las cargas que actúan sobre la hélice tiene cierta complejidad, siendo recomendable obtenerlas a partir de un análisis aerodinámico. El objetivo de la presente tesis es realizar el análisis estructural y modal de la hélice de un aerogenerador de eje horizontal de 3 kW mediante simulación numérica utilizando el software ANSYS, para validar el correcto funcionamiento de la hélice en condiciones extremas de operación.





PONTIFICIA UNIVERSIDAD CATÓLICA DEL PERÚ
FACULTAD DE CIENCIAS E INGENIERÍA

TEMA DE TESIS PARA OPTAR EL TÍTULO DE INGENIERO MECÁNICO

ANÁLISIS ESTRUCTURAL Y MODAL DE LA HÉLICE DE UN
AEROGENERADOR DE 3kW DE POTENCIA MEDIANTE SIMULACIÓN
NUMÉRICA COMPUTACIONAL

Introducción

Capítulo 1. Estudio del estado del arte

Capítulo 2. Análisis aerodinámico

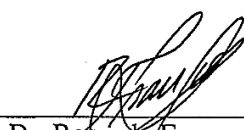
Capítulo 3. Análisis estructural estático

Capítulo 4. Análisis modal

Conclusiones y Recomendaciones

Bibliografía

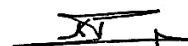
Máximo: 100 páginas



Dr. Rosendo Franco Rodríguez
Asesor



Dr. Quino Valverde Guzmán
Co-Asesor





©2016, Renatto Marcello Yupa Villanueva - PUCP

La reproducción total o parcial está permitida solamente con fines académicos, con la respectiva cita bibliográfica y referencia.



DEDICATORIA

Mi tesis la dedico a mis padres, a mi hermana, a mis profesores y a mis amigos, quienes con su apoyo me permitieron culminar satisfactoriamente este trabajo.

Dedicado a las personas que, con la sabiduría, amor, ejemplo y apoyo incondicional; perfectamente mantenido a través del tiempo, hicieron de mí una persona con valores y actitudes al servicio de la sociedad.

AGRADECIMIENTOS

Un agradecimiento singular a mi asesor Rosendo Franco Rodríguez y co-asesor Quino Valverde Guzmán, que como directores de esta tesis, me han orientado, apoyado y corregido en mi labor académica con un gran interés.

A mis padres y hermana por haberme enseñado que con esfuerzo, trabajo y constancia todo se consigue.

En especial a mi madre, por cada día hacerme ver la vida de una forma positiva y confiar en mis decisiones.

En especial a mi abuelita Carmela Alvarado, por haberme inculcado desde pequeño grandes valores y un amor incondicional.

A mis amigos, con los que he compartido grandes momentos durante esta etapa de formación académica como estudiante universitario.

A todos aquellos que siguen estando cerca de mí y que le regalan a mi vida algo de ellos.

ÍNDICE DE CONTENIDO

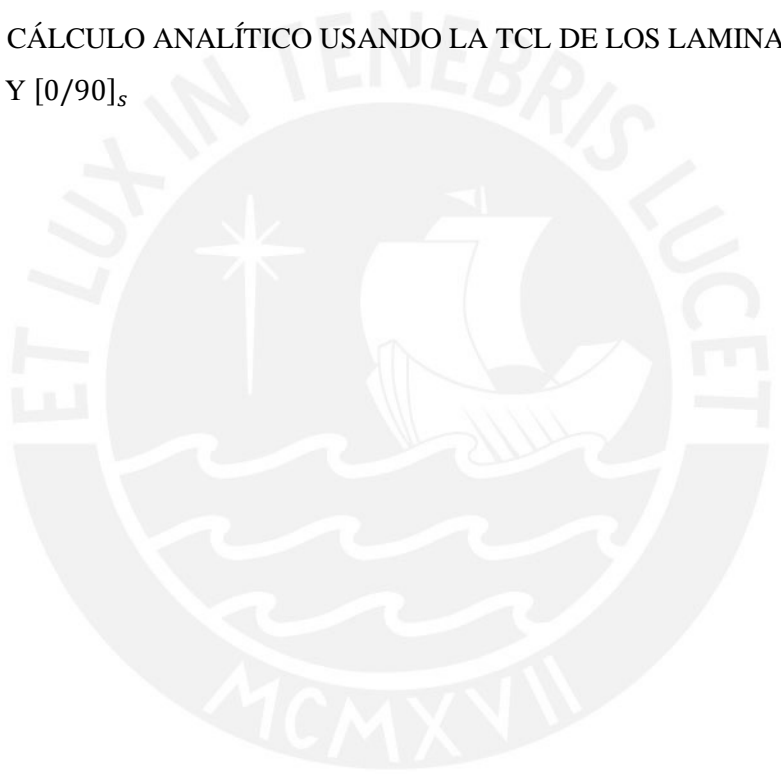
INTRODUCCIÓN	1
CAPÍTULO 1: ESTUDIO DEL ESTADO DEL ARTE	3
1.1. Introducción	3
1.2. Energía eólica	3
1.2.1. Definición	3
1.2.2. Aplicaciones	3
1.2.3. Consideraciones adicionales	3
1.3. Aerogeneradores	6
1.3.1. Partes de un aerogenerador	7
1.3.2. Aerogeneradores según eje del rotor	7
1.3.2.1. Rotor de eje horizontal	7
1.3.2.2. Rotor de eje vertical	9
1.3.3. Aerogeneradores según orientación del viento	10
1.3.3.1. Barlovento	10
1.3.3.2. Sotavento	11
1.3.4. Nomenclatura de perfiles NACA	11
1.3.4.1. Perfiles NACA 4 cifras	11
1.3.4.2. Perfiles NACA 5 cifras	12
1.4. Dinámica de fluidos en aerogeneradores	12
1.4.1. Fluido compresible	12
1.4.2. Flujo externo	13
1.4.3. Límite de Betz	13
1.4.4. Flujo estacionario	14
1.4.5. Flujos laminar y turbulento	14
1.5. Fuerzas y momento sobre la hélice	15
1.5.1. Fuerzas aerodinámicas	15
1.5.2. Fuerza gravitacional	16
1.5.3. Fuerza centrífuga	16
1.5.4. Momento giroscópico	16
1.6. Conceptos estructurales	16
1.6.1. Materiales isotrópicos	16
1.6.1.1. Conceptos generales de resistencia de materiales	17
1.6.1.2. Teoría del máximo esfuerzo normal (RANKINE)	19

1.6.2. Materiales ortotrópicos	20
1.6.2.1. Conceptos generales teoría clásica de laminado	20
1.6.2.2. Teoría del esfuerzo máximo	21
1.7. Vibraciones en máquinas rotativas	22
1.7.1. Vibraciones transversales	22
1.7.2. Vibraciones torsionales	24
1.7.3. Vibraciones longitudinales	24
CAPÍTULO 2: ANÁLISIS AERODINÁMICO	25
2.1. Introducción	25
2.2. Simulación numérica usando ANSYS CFX	25
2.2.1. Definición del problema	25
2.2.2. Etapa de pre-procesamiento	26
2.2.3. Etapa de solución	35
2.2.4. Etapa de post-procesamiento	36
2.3. Comprobación de simulación numérica	42
2.3.1. Comprobación según patrón de flujo externo	42
2.3.2. Comprobación según torque y potencia generada	43
CAPÍTULO 3: ANÁLISIS ESTRUCTURAL ESTÁTICO	44
3.1. Introducción	44
3.2. Análisis estructural de la hélice usando material ISOTRÓPICO	45
3.2.1. Simulación numérica usando ANSYS MECHANICAL	45
3.2.1.1. Definición del problema	45
3.2.1.2. Etapa de pre-procesamiento	45
3.2.1.3. Etapa de solución	55
3.2.1.4. Etapa de post-procesamiento	55
3.2.2. Cálculo analítico usando teoría de resistencia de materiales	59
3.2.2.1. Consideraciones previas al cálculo	59
3.2.2.2. Cálculos por resistencia de materiales	60
3.2.3. Comparación entre simulación numérica y cálculo analítico	71
3.3. Análisis estructural de la hélice usando material ORTOTRÓPICO	72
3.3.1. Simulación numérica usando ANSYS MECHANICAL	72
3.3.1.1. Definición del problema	72
3.3.1.2. Etapa de pre-procesamiento	72

3.3.1.3. Etapa de solución	74
3.3.1.4. Etapa de post-procesamiento	74
3.4. Comparación entre los dos modelos de material utilizados	84
CAPÍTULO 4: ANÁLISIS MODAL	85
4.1. Introducción	85
4.2. Simulación numérica usando ANSYS MECHANICAL	85
4.2.1. Definición del problema	85
4.2.2. Etapa de pre-procesamiento	86
4.2.3. Etapa de solución	87
4.2.4. Etapa de post-procesamiento	87
4.3. Cálculo analítico usando teoría de vibraciones mecánicas	92
4.3.1. Consideraciones previas al cálculo	92
4.3.2. Cálculo de frecuencias naturales y modos de vibrar	92
4.4. Comparación entre simulación numérica y cálculo analítico	96
CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES	97
BIBLIOGRAFÍA	99

ÍNDICE DE ANEXOS

ANEXO 1: GUÍA GENERAL DE SIMULACIÓN NUMÉRICA	1
ANEXO 2: TEORÍA BÁSICA DE MATERIALES COMPUESTOS	10
ANEXO 3: DESARROLLO DEL ALGORITMO MATEMÁTICO DE LA TEORÍA CLÁSICA DE LAMINADO	17
ANEXO 4: SIMULACIÓN NUMÉRICA DE VERIFICACIÓN USANDO MATERIAL ORTOTRÓPICO MEDIANTE LA TEORÍA CLÁSICA DE LAMINADO	33
ANEXO 5: CÁLCULO ANALÍTICO USANDO LA TCL DE LOS LAMINADOS $[0/90]$ Y $[0/90]_s$	39



ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1.1	Potencia portadora ideal del viento	4
Tabla 1.2	Partes del aerogenerador	7
Tabla 2.1	Dimensiones generales del aerogenerador	28
Tabla 2.2	Estadísticas del mallado en ANSYS CFX	31
Tabla 2.3	Propiedades del aire	33
Tabla 2.4	Resumen de las principales condiciones de borde utilizadas	34
Tabla 3.1	Datos suministrados por la empresa	47
Tabla 3.2	Dimensiones principales de la hélice	47
Tabla 3.3	Propiedades del material	47
Tabla 3.4	Condiciones extremas de operación	48
Tabla 3.5	Estadísticas del mallado en ANSYS MECHANICAL	52
Tabla 3.6	Esfuerzo máximo y factor de seguridad para condición extrema de operación	56
Tabla 3.7	Fuerzas y momentos resultantes sobre el sistema	60
Tabla 3.8	Resultados de cálculos para fuerza centrífuga	62
Tabla 3.9	Datos utilizados para el momento giroscópico	63
Tabla 3.10	Fuerzas descompuestas para las direcciones Normal, Tangencial y Axial	67
Tabla 3.11	Resultante de fuerzas y momentos para cada pala en el centroide	67
Tabla 3.12	Magnitudes de fuerzas y momentos en la sección crítica	68
Tabla 3.13	Efecto generado por cada momento flector	69
Tabla 3.14	Distancias para calcular los esfuerzos normales debido a momentos flectores	70
Tabla 3.15	Datos geométricos	70
Tabla 3.16	Resultado de esfuerzos normales debido a momentos flectores y fuerza normal	70
Tabla 3.17	Esfuerzos en la primera estación	71
Tabla 3.18	Esfuerzos equivalentes máximos en la sección crítica a 400 r.p.m.	71
Tabla 3.19	Comparación final F.S. (simulación numérica y cálculo analítico)	71
Tabla 3.20	Propiedades elásticas de fibra de vidrio bidireccional con resina epóxica	73
Tabla 3.21	Propiedades elásticas de fibra de vidrio unidireccional con resina epóxica	73
Tabla 4.1	Casos de las simulaciones modales	86
Tabla 4.2	Frecuencias naturales y modos de vibración - CASO 1	88
Tabla 4.3	Frecuencias naturales y modos de vibración - CASO 2	89
Tabla 4.4	Frecuencias naturales y modos de vibración - CASO 3	90
Tabla 4.5	Frecuencias naturales para modos de flexión y torsión	95
Tabla 4.6	Comparación final de resultados para frecuencias naturales	96

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1.1 Descripción gráfica de la fuerza de Coriolis	5
Figura 1.2 Fenómeno de Coriolis y vientos dominantes según latitud	5
Figura 1.3 Viento Geostrófico	6
Figura 1.4 La Rosa de vientos	6
Figura 1.5 Partes de un aerogenerador tripala	7
Figura 1.6 Aerogenerador monopala	8
Figura 1.7 Parque eólico (monopala)	8
Figura 1.8 Aerogenerador bipala	8
Figura 1.9 Parque eólico (bipala)	8
Figura 1.10 Aerogenerador tripala	9
Figura 1.11 Parque eólico (tripala)	9
Figura 1.12 Aerogenerador Savonius	9
Figura 1.13 Aerogenerador con rotor Darrieus	10
Figura 1.14 Aerogenerador Barlovento	10
Figura 1.15 Aerogenerador Sotavento	11
Figura 1.16 Perfiles NACA	12
Figura 1.17 Capa límite	13
Figura 1.18 Límite de Betz	13
Figura 1.19 Gráfico C_p	13
Figura 1.20 Flujo laminar	14
Figura 1.21 Flujo turbulento	15
Figura 1.22 Material tipo isotrópico	17
Figura 1.23 Esfuerzo axial de tracción y compresión	17
Figura 1.24 Esfuerzos normales por momento flector	18
Figura 1.25 Esfuerzo de torsión	19
Figura 1.26 Criterio de falla para materiales frágiles basado en la TMEN	20
Figura 1.27 Material ortotrópico	20
Figura 1.28 Rotación sobre los ejes principales “s” y “z”	21
Figura 1.29 Ejes principales del material: 1 (longitudinal), 2 (transversal) y 3(normal al plano).	22
Figura 1.30 Eje descentrado transversal	23
Figura 1.31 Eje en voladizo con masa concentrada en un extremo. Sistema giratorio	23
Figura 1.32 Esquema de eje uniforme	24
Figura 2.1 Esquema general del aerogenerador	26

Figura 2.2 Secciones y barrido de la pala	27
Figura 2.3 Perfil NACA 4412	27
Figura 2.4 Hélice del aerogenerador 3kW	28
Figura 2.5 Dominio rotatorio	29
Figura 2.6 Dominio completo (dominio rotatorio y estacionario)	29
Figura 2.7 Malla del dominio estacionario	31
Figura 2.8 Malla del dominio rotatorio	32
Figura 2.9 Malla del dominio rotatorio (versión <i>wireframe</i>)	32
Figura 2.10 Mallado de la superficie de la pala para efectos de capa límite	33
Figura 2.11 Condiciones de contorno del problema aerodinámico	35
Figura 2.12 Interfaces fluido – fluido (rotatorio - estacionario)	35
Figura 2.13 Curvas de comportamiento de los parámetros de control del <i>solver</i>	36
Figura 2.14 Ploteo de Yplus en la superficie de la hélice	37
Figura 2.15 Presión actuante sobre la hélice (vistas frontal y posterior)	38
Figura 2.16 Campo vectorial de velocidades en la pala	39
Figura 2.17 Campo de velocidades en el plano de corte Y – Z ($r= 0.5$ m)	39
Figura 2.18 Campo de velocidades en el plano de corte Y – Z ($r= 1.2$ m)	40
Figura 2.19 Campo de velocidades en el plano de corte Y – Z ($r= 2.0$ m)	40
Figura 2.20 Líneas de flujo de aire – Vista frontal	41
Figura 2.21 Líneas de flujo de aire – Vista lateral	41
Figura 2.22 Líneas de flujo de aire – Vista isométrica	42
Figura 2.23 Patrón de flujo teórico	43
Figura 3.1 Unión entre la pala (raíz) y el núcleo	46
Figura 3.2 Plano del núcleo de la hélice	46
Figura 3.3 Modelo CAD 3D para análisis estructural estático lineal	48
Figura 3.4 Detalle de la distribución de las fibras unidireccionales (vistas superior y de perfil)	49
Figura 3.5 Modelamiento de los refuerzos en ANSYS MECHANICAL	49
Figura 3.6 Mallado del dominio sólido de la hélice	50
Figura 3.7 Detalle del mallado de la pala en el intradós y extradós del perfil	51
Figura 3.8 Mallado en plano de corte paralelo al plano X – Y	51
Figura 3.9 Calidad de elementos en toda la hélice	51
Figura 3.10 Condición de soporte fijo	52
Figura 3.11 Aplicación de la aceleración de la gravedad	53

Figura 3.12 Campo de presiones que actúa sobre la hélice	54
Figura 3.13 Velocidad de rotación con sus componentes horizontal Z y vertical Y	54
Figura 3.14 Distribución de esfuerzos para hélice usando material isotrópico	55
Figura 3.15 Detalle 1 de la raíz de la pala de la hélice usando material isotrópico	56
Figura 3.16 Detalle 2 de la raíz de la pala de la hélice usando material isotrópico	56
Figura 3.17 Distribución de desplazamientos totales en la hélice usando material isotrópico	57
Figura 3.18 Distribución de desplazamientos axiales en la hélice usando material isotrópico	57
Figura 3.19 Distribución de desplazamientos longitudinales en la hélice	58
Figura 3.20 Zona crítica de la hélice en la raíz de la pala usando material isotrópico	58
Figura 3.21 Distribución del factor de seguridad en la hélice usando material isotrópico	59
Figura 3.22 Esquema del efecto de gravedad sobre cada pala	61
Figura 3.23 Detalle de coordenadas para determinar R_m	61
Figura 3.24 Fuerza centrífuga (F_{cf}) actuantes sobre una pala	62
Figura 3.25 Vista lateral con velocidades en la hélice	63
Figura 3.26 Sección donde se realizan las descomposiciones de fuerzas (centroide)	64
Figura 3.27 Descomposición del peso para la pala 1	64
Figura 3.28 Descomposición de las fuerzas para efecto aerodinámico	65
Figura 3.29 Distribución de fuerza centrífuga para la pala 1	66
Figura 3.30 Distribución del momento giroscópico para la pala 1	66
Figura 3.31 Sección crítica con fuerzas trasladadas	68
Figura 3.32 Sección crítica con puntos máximos de fuerzas axiales	69
Figura 3.33 Diagrama de fuerzas internas con acotado (cálculo de esfuerzos normales)	70
Figura 3.34 Fibra de vidrio bidireccional 80/20%	73
Figura 3.35 Fibra de vidrio unidireccional	73
Figura 3.36 Comando <i>Layered selection</i> usado en la hélice	74
Figura 3.37 Distribución de desplazamientos totales en la hélice	75
Figura 3.38 Distribuciones de desplazamientos axiales en la hélice	75
Figura 3.39 Distribución de esfuerzo principal usando material ortotrópico	76
Figura 3.40 Distribución del esfuerzo principal en vista frontal y posterior en plano X-Y	76
Figura 3.41 Detalle de la raíz de la pala	77
Figura 3.42 Esfuerzo principal con desplazamiento total 1:1 en intradós	77
Figura 3.43 Esfuerzo principal con desplazamiento total 1:1 en extradós	78
Figura 3.44 Distribución de esfuerzos normales en dirección material 1 en intradós	78
Figura 3.45 Distribución de esfuerzos normales en dirección material 1 en extradós	79

Figura 3.46 Perfil NACA 4412 con cortes en 25%, 50% y 75% de cuerda	79
Figura 3.46 Esfuerzos normales a lo largo de la pala en dirección material 1 en el extradós	80
Figura 3.48 Gráfico de curvas de esfuerzos vs estaciones del eje material 1 en extradós	80
Figura 3.49 Esfuerzos normales a lo largo de la pala en dirección material 2 en el extradós	81
Figura 3.50 Gráfico de curvas de esfuerzos vs estaciones del eje material 2 en extradós	81
Figura 3.51 Esfuerzos normales a lo largo de la pala en dirección material 1 en el intradós	82
Figura 3.52 Gráfico de curvas de esfuerzos vs estaciones del eje material 1 en intradós	82
Figura 3.53 Esfuerzos normales a lo largo de la pala en dirección material 1 en el intradós	83
Figura 3.54 Gráfico de curvas de esfuerzos vs estaciones del eje material 2 en intradós	83
Figura 4.1 Frecuencias naturales y modos de vibración [1, 2, 3, 4, 5, 6] – CASO 1	88
Figura 4.2 Frecuencias naturales y modos de vibración [1, 2, 3, 4, 5, 6] – CASO 2	89
Figura 4.3 Frecuencias naturales y modos de vibración [1, 3, 6, 8, 10, 12] – CASO 3	90
Figura 4.4. Frecuencias naturales para el CASO 3 y sus sub-casos.	91
Figura 4.5. Diagrama de Campbell para el CASO 3 y sus sub-casos.	91
Figura 4.6 Viga de sección contante con fuerza de excitación	93
Figura 4.7 Modelo simplificado para cálculos analíticos (Flexión)	94

LISTA DE SÍMBOLOS

P_v	W	Potencia portadora del viento
A_R	m ²	Área del rotor del aerogenerador
ρ_A	kg/m ³	Densidad del aire
v	m/s	Velocidad axial del viento
∂T	°C	Diferencial de temperatura
∂P	Pa	Diferencial de presión
$\partial \rho$	kg/m ³	Diferencial de densidad
∂t	s	Diferencial de tiempo
C_D	--	Coefficiente de arrastre
C_L	--	Coefficiente de sustentación
∂_{Fsus}	N	Diferencial de fuerza de arrastre
∂_{Fsus}	N	Diferencial de fuerza de sustentación
ρ	kg/m ³	Densidad del fluido
c	m/s	Velocidad del viento
∂_s	m ²	Área del elemento diferencial de la pala
F_{Cf}	N	Fuerza centrífuga sobre una pala
m	kg	Masa del objeto en rotación
ω	rad/s	Velocidad angular del objeto en rotación
r	m	Radio de giro del objeto en rotación
M_{Gp}	N.m	Momento giroscópico del objeto en rotación
I_O	mm ⁴	Momento de inercia polar
Ω	rad/s	Velocidad transversal a ω
σ	MPa	Esfuerzo normal
ε	mm/mm	Deformación unitaria
E	MPa	Módulo de elasticidad del material
$E_{A,X}$	MPa	Módulo de elasticidad del punto A en dirección X
$E_{A,Y}$	MPa	Módulo de elasticidad del punto A en dirección Y
$E_{A,Z}$	MPa	Módulo de elasticidad del punto A en dirección Z
$E_{B,X}$	MPa	Módulo de elasticidad del punto B en dirección X

$E_{B,Y}$	MPa	Módulo de elasticidad del punto B en dirección Y
$E_{B,Z}$	MPa	Módulo de elasticidad del punto B en dirección Z
F	N	Fuerza resultante en dirección axial
A	m ²	Área en donde actúa la fuerza resultante axial
M	N.m	Momento flector actuante sobre la sección a analizar
y	mm	Distancia desde el eje neutro al punto de interés
I	mm ⁴	Momento de inercia de las secciones a analizar
V	N	Resultante de fuerzas cortantes en la sección transversal
Q	mm ³	Momento estático
T	N.m	Momento torsor resultante sobre una sección
τ	MPa	Esfuerzo cortante
J	mm ⁴	Módulo de torsión
ρ_d	mm	Distancia del centro geométrico hasta el punto de análisis
σ_{eq}	MPa	Esfuerzo equivalente
σ_1	MPa	Esfuerzo principal 1
σ_2	MPa	Esfuerzo principal 2
σ_3	MPa	Esfuerzo principal 3
σ_F	MPa	Esfuerzo de fluencia del material.
ω_n	Hz	Frecuencia natural del sistema
k	N/mm	Constante de rigidez del sistema
k_t	N/mm	Constante de rigidez torsional del sistema
I_1	kg. mm ²	Momento de inercia de masa del elemento concentrado
I_p	mm ⁴	Momento de inercia polar de la sección transversal del eje
I_x	mm ⁴	Momento de inercia polar en dirección x
I_y	mm ⁴	Momento de inercia polar en dirección y
G	MPa	Módulo de cizalladura
L	mm	Longitud del extremo restringido
u_T	m/s	Velocidad de fricción cercana a la pared.
y_p	mm	Distancia más cercana a la pared
μ	m ² /s	Viscosidad cinemática del fluido

η	--	Eficiencia eléctrica
P_M	kW	Potencia mecánica
$M1$	kg	Masa de la pala 1
$M2$	kg	Masa de la pala 2
$M3$	kg	Masa de la pala 3
Rm	mm	Radio medio de la pala
E_c	MPa	Módulo de Young del compuesto
E_f	MPa	Módulo de Young de las fibras
E_m	Mpa	Módulo de Young de la matriz
f_m	--	Fracción volumétrica de la matriz
f_f	--	Fracción volumétrica de las fibras
σ_{Rotura}	MPa	Esfuerzo de rotura del material
σ_{Mayor}	MPa	Esfuerzo de mayor magnitud obtenido de la simulación
E_1	MPa	Módulo de Young en dirección longitudinal
E_2	MPa	Módulo de Young en dirección transversal
G_{12}	Mpa	Módulo de cizallamiento en el plano
ν_{12}	MPa	Coeficiente de poisson en el plano
L	mm	Longitud de la pala promedio
M_{Pala}	kg	Masa de la pala promedio
F_{ex}	N	Fuerza excitadora inicial
δ	mm	Deformación en el punto de aplicación de la fuerza

INTRODUCCIÓN

El sistema energético se encuentra en un punto crítico, ya que el consumo indiscriminado de los combustibles fósiles, que son la principal fuente de energía actualmente, es a su vez la causa de grandes emisiones contaminantes que están provocando cambios climáticos severos en el planeta tierra. Parte de la solución a esta problemática se encuentra en la sustitución gradual de la energía proveniente de combustibles fósiles por la energía de fuentes renovables, tales como eólica.

El uso de la energía eólica es una propuesta interesante para el Perú, ya que el país cuenta con extensas áreas donde se puede aprovechar esta fuente “inagotable” de energía. En tal sentido puede mencionarse que existen proyectos que buscan la cogeneración de energía eléctrica a partir de esta fuente de energía “verde”. En otros países del primer mundo, específicamente en el continente europeo, existen aerogeneradores que llegan a la escala de Mega Watts (MW) y campos eólicos compuestos por decenas de ellos, con los cuales se suministra energía eléctrica a pueblos enteros. En este contexto, el diseño mecánico orientado al sector de energías renovables cobra gran importancia, con miras a optimizar las tecnologías correspondientes y realizar un uso eficiente de este tipo de energías.

En el Perú existen algunas empresas que trabajan en el tema de las energías renovables, dedicadas a proveer soluciones energéticas basadas en recursos renovables para la electrificación rural en zonas aisladas y de difícil acceso para la red eléctrica. Uno de los proyectos de una de estas empresas consiste en el desarrollo de un aerogenerador de 3kW, para ser aplicado en aerobombearse directo. El grupo INACOM - PUCP está participando en este proyecto con el objetivo de realizar un estudio del aerogenerador desde el punto de vista aerodinámico, estructural y modal, utilizando herramientas de simulación numérica computacional. Específicamente se utilizan el software ANSYS y sus respectivos módulos ANSYS CFX y ANSYS MECHANICAL. El módulo ANSYS CFX es utilizado para realizar análisis de flujos de fluidos en general y está basado en el método de los volúmenes finitos, mientras que el módulo ANSYS MECHANICAL se utiliza para realizar análisis estructurales de diferentes tipos y está basado en el método de los elementos finitos.

Objetivo general

- Realizar el análisis estructural y modal de la hélice de un aerogenerador de eje horizontal de 3 kW mediante simulación numérica utilizando el software ANSYS para comprobar el correcto funcionamiento de la hélice en condiciones extremas de operación.

Objetivos específicos

- Obtener las cargas que actúan sobre la hélice a partir de la simulación numérica del fenómeno aerodinámico, que representa las condiciones extremas de operación del aerogenerador.
- Determinar los esfuerzos, los desplazamientos y el factor de seguridad de la hélice mediante la simulación numérica del problema estructural de la hélice.
- Obtener las frecuencias naturales y modos de vibración de la hélice, y con ello las velocidades críticas, utilizando simulación numérica para el análisis modal de la hélice.
- Realizar cálculos analíticos de los problemas aerodinámico, estructural y modal, con la finalidad de contrastar los resultados obtenidos en las simulaciones realizadas.

CAPITULO 1

ESTUDIO DEL ESTADO DEL ARTE

1.1. Introducción

El primer capítulo aborda en profundidad los temas acerca de la energía eólica, pasando por la definición y tipos aerogeneradores. Asimismo, conceptos de dinámica de fluidos aplicados a aerogeneradores. También conceptos relacionados al análisis estructural para materiales isotrópico y ortotrópico. Finalmente se describe las vibraciones mecánicas en máquinas rotativas.

1.2. Energía eólica

1.2.1. Definición

La energía eólica es una fuente de energía producida por el viento, es decir, aquella que se obtiene de la energía cinética producida por el efecto de las corrientes de aire. Estas se generan a partir de diferencias de presión y temperatura en la atmósfera, las cuales se aprovechan mediante máquinas llamadas aerogeneradores.

1.2.2. Aplicaciones

La energía generada por los aerogeneradores se pueden usar de diversas formas, ya sea de forma centralizada (Potencia en el orden de MW, parques eólicos) o autónoma (energía mecánica, térmica o eléctrica).

Las aplicaciones se basan principalmente en las necesidades de pequeñas comunidades o de tareas agrícolas, pudiendo sintetizarse básicamente en los siguientes puntos:

- Bombeo y agua de riego.
- Secado de cosechas y calentamiento de agua.
- Recargado de baterías en zonas sin electrificación y alumbrado público.

1.2.3. Consideraciones adicionales

Entre las consideraciones adicionales que se pueden tomar en cuenta para la energía eólica son la potencia portadora del viento, la influencia del fenómeno de Coriolis, viento geostrófico y la rosa de vientos [8].

• **Potencia portadora del viento**

Para conocer este valor, se debe tomar en cuenta el área del rotor del aerogenerador (diámetro), ya que con ello se puede determinar cuanta energía del viento va a ser capturada, además de la velocidad del viento. Esta potencia portadora del viento también está relacionada al límite de Betz, el cual se explicará más adelante en un sub capítulo llamado Limite de Betz.

Tabla 1.1. Potencia portadora ideal del viento.

m/s	W/m ²	m/s	W/m ²	m/s	W/m ²
0	0.0	5	76.6	10	612.5
1	0.6	6	132.3	11	815.2
2	4.9	7	210.1	12	1058.4
3	16.5	8	313.6	13	1345.7
4	39.2	9	446.5	14	1680.7

Los valores presentados en la tabla 1 fueron obtenidos asumiendo ciertos parámetros y usando la formula $\frac{P_v}{A_R} = \frac{1}{2} \rho_A v^3$.

$$\rho = 1.225 \text{ kg/m}^3 (15^\circ \text{ y } 1 \text{ atm})$$

Donde:

P_v : Potencia portadora del viento (W)

A_R : Área del rotor del aerogenerador (m²)

ρ_A : Densidad del aire (kg/m³)

v : Velocidad del viento (m/s)

Como se puede observar en la tabla 1.1, la potencia varía en forma exponencial, por tanto se debería considerar una zona en donde la temperatura sea relativamente fría y con un buen flujo de aire para poder aprovechar al máximo posible la fuerza del viento.

• **Fuerza de Coriolis**

Es un fenómeno dinámico, que fue percatado por un científico francés llamado Coriolis. Observando un objeto de masa “m”, que se desplaza con velocidad angular “ ω ”, experimenta una velocidad tangencial mayor cuando mayor es su alejamiento del centro. “m” experimenta una variación de su velocidad, por ende una aceleración, la que a su vez es debida a una fuerza sobre el objeto. Estas son respectivamente, la aceleración y la fuerza de Coriolis [8]. Ver figura 1.1.

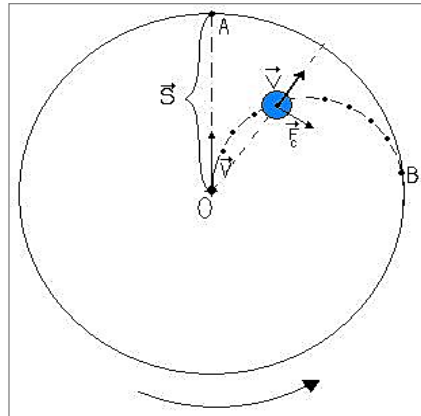


Figura 1.1. Descripción gráfica de la fuerza de Coriolis. [12]
(Fuente: Solé, 2004)

Por otro lado, cabe mencionar que la dirección de los vientos por debajo y por encima de la línea ecuatorial es diferente, ya que al analizar, en un plano tangente sobre la tierra, la componente de la aceleración (Coriolis) es de sentido contrario cuando está por encima o por debajo de la línea ecuatorial.

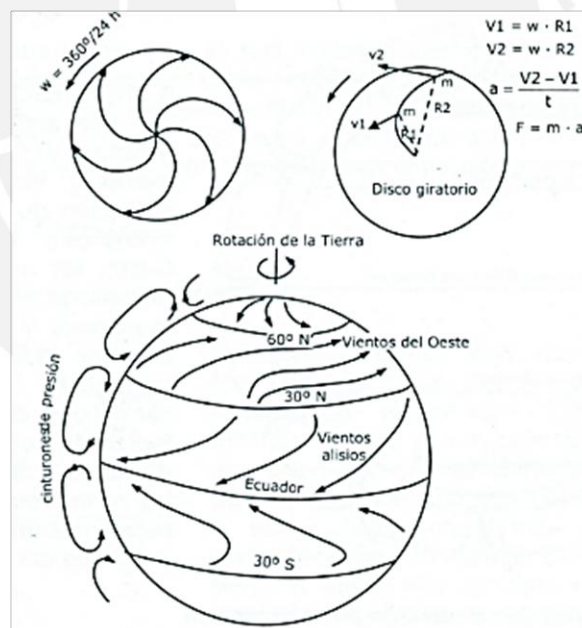


Figura 1.2. Fenómeno de Coriolis y vientos dominantes según latitud.
(Fuente: Solé, 2004)

- **Viento Geostrófico**

Este viento es llamado así, ya que se generan cuando la aceleración de Coriolis queda en forma opuesta a la aceleración generada por el gradiente de presiones, anulándose, quedándose la velocidad en dirección de las isóbaras.

Este proceso, se genera por unas isóbaras en el hemisferio norte, en donde se produce un viento perpendicular a estas, de la alta hacia a la baja presión. Por tanto se crea una aceleración combinada con la de Coriolis. Esta aceleración de Coriolis es perpendicular a la trayectoria. Estos vientos se encuentran en unas altitudes de 1000m [8].

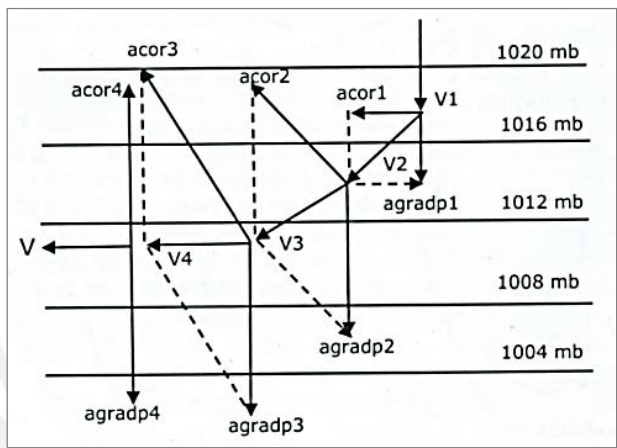


Figura 1.3. Viento Geostrófico.
(Fuente: Solé, 2004)

• La rosa de vientos

Es un diagrama, que muestra la distribución temporal de la dirección de los vientos y distribución de sus velocidades en una determinada locación; este diagrama es una gran herramienta para mostrar datos adquiridos por un anemómetro en una zona donde se ubicarán futuros aerogeneradores. Las direcciones dominantes del viento son importantes para el emplazamiento de un aerogenerador, ya que éste debe ser en un lugar en el que haya el mínimo número de obstáculos posibles en dichas direcciones.

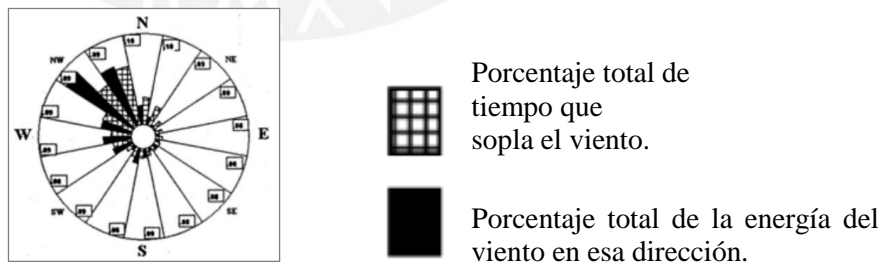


Figura 1.4. La Rosa de vientos.
(Fuente: Solé, 2004)

1.3. Aerogeneradores

En este subcapítulo trataré acerca de las partes de un aerogenerador tripala y sus clasificaciones según el eje del rotor.

1.3.1. Partes de un aerogenerador

Mencionaré las partes de un aerogenerador tripala, ya que la presente tesis se basa en un análisis de uno tripala.

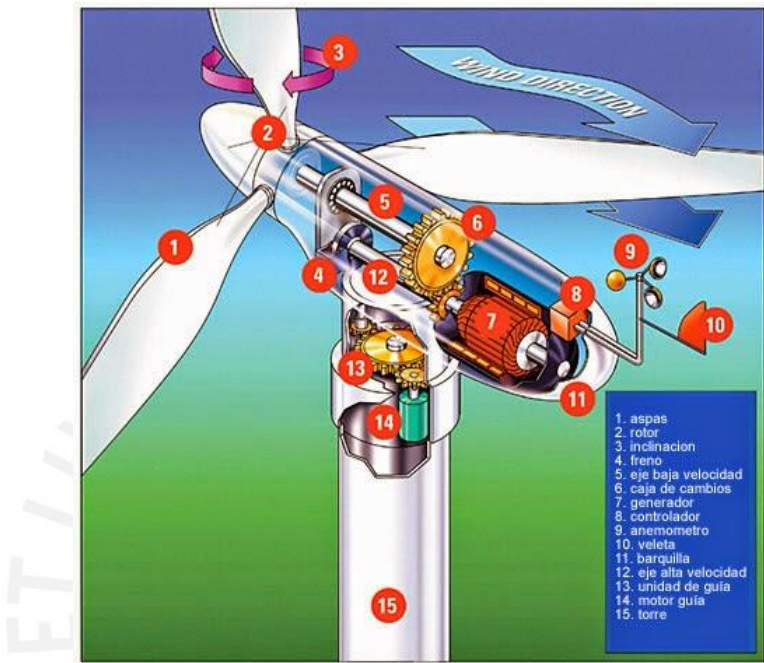


Figura 1.5. Partes del aerogenerador tripala.
(Fuente: <http://alumnatbiogeo.blogspot.com>)

Tabla 1.2. Partes del aerogenerador.

1	Aspas	6	Caja de cambios	11	Góndola
2	Rotor	7	Generador	12	Eje de alta velocidad
3	Paso de helice	8	Controlador	13	Unidad de Guía
4	Freno	9	Anemómetro	14	Motor Guía
5	Eje de baja velocidad	10	Veleta	15	Torre

1.3.2. Aerogeneradores según eje del rotor

Esta es una primera clasificación de los aerogeneradores, la cual está compuesta por la posición del eje del rotor, ya sea horizontal o vertical.

1.3.2.1. Rotor de eje horizontal

Los aerogeneradores con rotores de eje horizontal pueden clasificarse en monopala, bipala y tripala. En este caso, los tres ya mencionados son barlovento, denominados así por la orientación del viento. Más adelante se explica más a detalle este tipo de clasificación.

- **Aerogenerador Monopala**

Este tipo de aerogeneradores necesitan un contrapeso al lado opuesto de la pala, por lo que el ahorro en peso no es tan significativo. Este contrapeso anula el ahorro de peso comparado con el diseño Bipala. Por otro lado, los aerogeneradores monopala requieren girar a mayores velocidades, para producir la misma energía de salida. Esto supone un inconveniente, ya que el eje está sometido a esfuerzos muy variables, acortando la vida de la instalación.



Figura 1.6. Aerogenerador Monopala
(Fuente: <http://desenchufados.net>)



Figura 1.7. Parque eólico (monopala)
(Fuente: <http://www.opex-energy.com>)

- **Aerogenerador Bipala**

Los diseños Bipala tienen la ventaja de ahorro en cuanto a costo y peso, pero al igual que los monopala, necesitan velocidad de giro más alta para producir la misma cantidad de energía a la salida. Los aerogeneradores bipala requieren de un diseño más complejo, con un rotor basculante (buje oscilante), que tiene que ser capaz de inclinarse para evitar fuertes sacudidas en la turbina cada vez que una de las palas pasa por la torre.



Figura 1.8. Aerogenerador Bipala
(Fuente: <http://www.altenergymag.com>)



Figura 1.9. Parque eólico (bipala)
(Fuente <http://www.taringa.net>)

- **Aerogeneradores Tripala**

Este tipo de aerogeneradores presentan como principal ventaja, un giro más suave y uniforme debido a las propiedades de su momento de inercia, por lo que se minimiza la inducción de esfuerzos sobre la estructura. Además giran a menor velocidad que los rotores mono y bipala, disminuyéndose los esfuerzos de la fuerza centrífuga, el nivel de vibraciones y la producción de ruido. En la actualidad el aerogenerador tripala es el más usado en la generación de electricidad.



Figura 1.10. Aerogenerador Tripala
(Fuente: <http://www.cubasolar.cu/>)



Figura 1.11. Parque eólico (tripala)
(Fuente: <http://www.renovablesverdes.com>)

1.3.2.2. Rotor de eje vertical

Los aerogeneradores con rotores de eje vertical se clasifican en Savonius y Darrieus.

- **Aerogenerador Savonius**

Es el modelo más simple de rotor, consiste en cilindros huecos desplazados respecto su eje, de forma que ofrecen la parte cóncava al empuje del viento, ofreciendo su parte convexa una menor resistencia al giro. Su bajo coste y fácil construcción les hace útiles para aplicaciones mecánicas

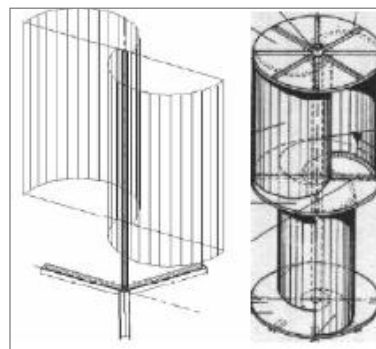


Figura 1.12. Aerogenerador Savonius.
(Fuente: <http://www.noticiasenvuelo.faa.mil.ar>)

- **Aerogenerador Darrieus**

Es el modelo de los aerogeneradores de eje vertical de más éxito comercial. Consiste en un eje vertical asentado sobre el rotor, con dos o más finas palas en curva unidas al eje por los dos extremos, el diseño de las palas es simétrico y similar a las alas de un avión. Permite mayores velocidades que las del rotor Savonius, aunque sin alcanzar las generadas por los modelos de eje horizontal.



Figura 1.13. Aerogenerador con rotor Darrieus.
(Fuente: Wikipedia)

1.3.3. Aerogeneradores según orientación del viento

Se tratará acerca de los aerogeneradores a Barlovento y Sotavento.

1.3.3.1. Barlovento

Cuando el rotor se encuentra enfocado de frente a la dirección del viento dominante, consigue un mayor aprovechamiento de la fuerza del viento que en la opción contraria o sotavento, pero necesita un mecanismo de orientación hacia el viento.

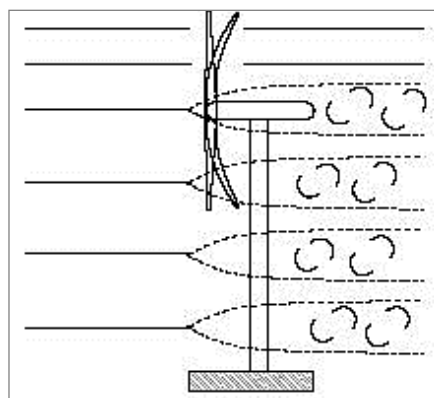


Figura 1.14. Aerogenerador Barlovento.
(Fuente: <http://www.opex-energy.com>)

1.3.3.2. Sotavento

Cuando el rotor se encuentra enfocado en sentido contrario a la dirección del viento dominante, la estructura de la torre y la góndola disminuye el aprovechamiento del viento por el rotor, en este caso el viento es el que orienta con su propia fuerza a la góndola. Las palas y la góndola son construidos con una mayor flexibilidad que en el caso de orientadas a barlovento.

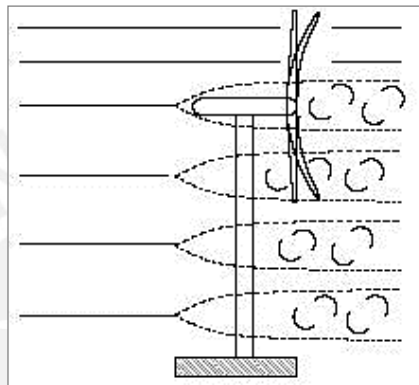


Figura 1.15. Aerogenerador Sotavento.
(Fuente: <http://www.opex-energy.com>)

1.3.4. Nomenclatura de perfiles NACA

Los perfiles tienen distintos nombres según su geometría. Se denominan biconvexos si el intradós y el extradós son convexos y plano-convexos si tienen el extradós convexo y el intradós plano y de doble curvatura si el intradós y el extradós son cóncavos. En general, los tipos de perfiles utilizados en las máquinas eólicas rápidas son de la serie NACA (*National Advisory Committee of Aeronautics*), y tienen un conjunto de cifras que definen su geometría.

1.3.4.1. Perfiles NACA 4 cifras

- La primera cifra tiene un significado geométrico, e indica la máxima flecha de la línea media de la cuerda en %, proporcionando la máxima curvatura.
- La segunda cifra tiene un significado geométrico, e indica su posición, es decir, la distancia desde el borde de ataque hasta la posición de la máxima flecha de la línea media o máxima curvatura.
- Las dos últimas cifras indican el espesor relativo máximo en % respecto a la cuerda.

Ejemplo: El perfil NACA2415, tiene un 2% de altura máxima de la línea media, situada a un 40% del borde de ataque, con un espesor relativo del 15%.

Los perfiles NACA44XX tienen el intradós con parte convexa, por lo que son de construcción más compleja y al igual que los anteriores el XX indica el máximo espesor del perfil.

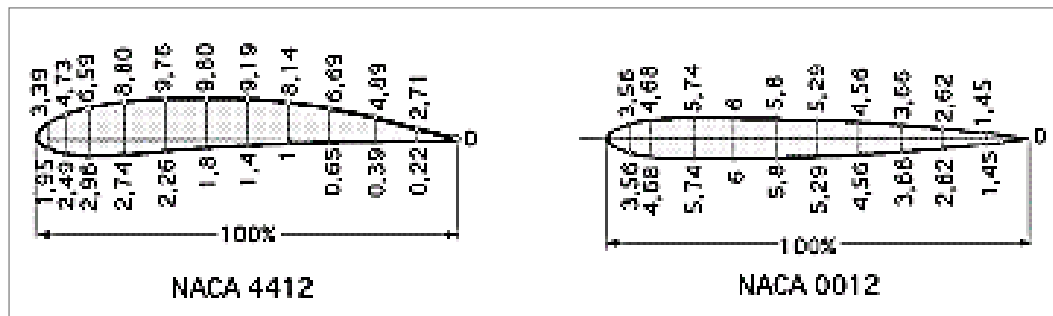


Figura 1.16. Perfiles NACA.
(Fuente: <http://www.oni.escuelas.edu.ar>)

1.3.4.2. Perfiles NACA 5 cifras

- La primera cifra indica el valor del coeficiente de sustentación ideal de la curvatura del perfil, multiplicado por 20 y dividido por 3.
- Las dos cifras siguientes indican el doble de la posición de la flecha máxima de la línea media (curvatura) en % de la cuerda.
- Las dos últimas cifras indican el espesor relativo máximo de la cuerda en %, igual al del perfil NACA de 4 cifras

El perfil se obtiene mediante una parábola cúbica conectada a una línea recta que llega hasta el borde de salida.

1.4. Dinámica de fluidos en aerogeneradores

En este subcapítulo se trata los conceptos de dinámica de fluidos usados en la simulación en ANSYS CFX, para poder tener una interpretación de resultados más fundamentada.

1.4.1. Fluido compresible

La compresibilidad de un flujo es una medida en el cambio de la densidad. Los gases son muy compresibles, en cambio, la mayoría de los líquidos tienen una compresibilidad muy baja. Por ejemplo, una presión de 500 kPa provoca un cambio de densidad en el agua a temperatura ambiente de solamente 0,024% y al aire un cambio de densidad de 250%.

1.4.2. Flujo externo

En mecánica de fluidos, la capa límite o capa fronteriza de un fluido es la zona donde el movimiento de éste es perturbado por la presencia de un sólido con el que está en contacto. La capa límite se entiende como aquella en la que la velocidad del fluido respecto al sólido en movimiento varía desde cero hasta el 99% de la velocidad de la corriente no perturbada.

La capa límite puede ser laminar o turbulenta; aunque también pueden coexistir en ella zonas de flujo laminar y de flujo turbulento.

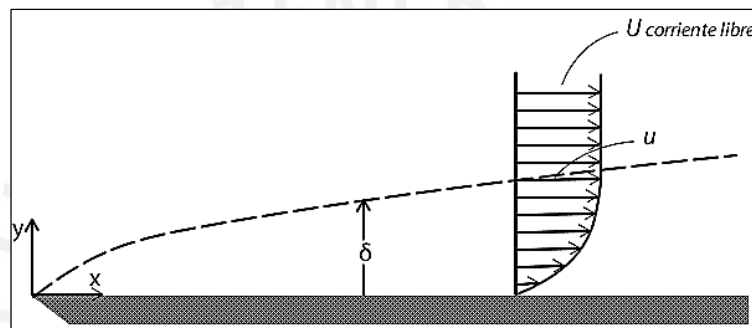


Figura 1.17. Capa límite.

(Fuente: <http://www.textoscientificos.com/fisica/fluidos/flujo-en-capa-limite>)

1.4.3. Límite de Betz

Si toda la energía cinética del viento se convirtiere en movimiento del rotor, el viento se pararía, lo cual no es posible, así es que debe haber un límite a la cantidad de energía que puede entregarse al rotor, y viene determinado por la Ley de Betz. El flujo del viento toma una forma de botella con la estela o parte más ancha atrás del rotor. Se define un Coeficiente de potencia C_P , que es una función de (v_2/v_1) . Cuando $C_P = 1/3$, la relación de (P_T/P_V) es máxima y podemos concluir que la máxima potencia que el viento puede entregar a un aerogenerador de rotor giratorio es de **16/27 o 0.5926**.

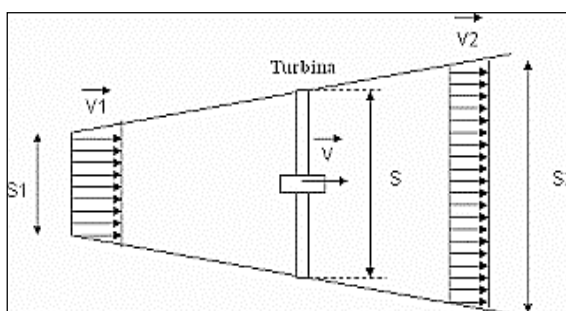


Figura 1.18. Límite de Betz.

(Fuente: <http://www.electronica-pt.com>)

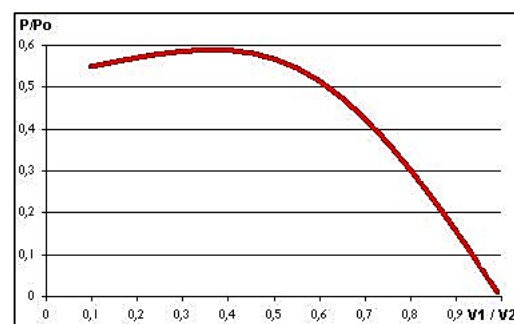


Figura 1.19. Gráfico C_p .

(Fuente: <http://www.zasoby1.open.agh.edu.pl/>)

1.4.4. Flujo estacionario

Este tipo de flujo se caracteriza porque las propiedades del fluido en cualquier punto no cambian con el tiempo. Es decir la densidad, presión o temperatura.

$$\frac{\partial T}{\partial t} = 0; \frac{\partial P}{\partial t} = 0; \frac{\partial \rho}{\partial t} = 0$$

Dado al movimiento errático de las partículas de un fluido, siempre existen pequeñas fluctuaciones en las propiedades de un fluido en un punto, cuando se tiene flujo turbulento. Para tener en cuenta estas fluctuaciones se debe generalizar la definición de flujo permanente según el parámetro de interés.

$$N_t = \frac{1}{t} \int_0^t N dt$$

N_t : Es el parámetro velocidad, densidad, temperatura, etc.

El flujo permanente es más simple de analizar que el flujo no permanente, por la complejidad que le adiciona el tiempo como variable independiente.

1.4.5. Flujo laminar y turbulento

A continuación se explica concisamente en qué consisten los flujos laminar y turbulento.

- **Flujo laminar**

Se caracteriza porque el movimiento de las partículas del fluido se produce siguiendo trayectorias bastante regulares, separadas y perfectamente definidas dando la impresión de que se tratara de láminas, las cuales se deslizan suavemente unas sobre otras, sin que exista mezcla macroscópica o intercambio transversal entre ellas.

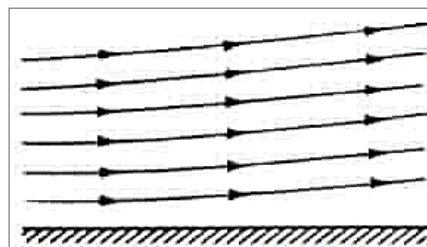


Figura 1.20. Flujo laminar.
(Fuente: <http://fluidos.eia.edu.co>)

- **Flujo turbulento**

Este tipo de flujo es el que más se presenta en la práctica de ingeniería. En este tipo de flujo las partículas del fluido se mueven en trayectorias erráticas, es decir, en trayectorias

muy irregulares sin seguir un orden establecido, ocasionando la transferencia de cantidad de movimiento de una porción de fluido a otra.

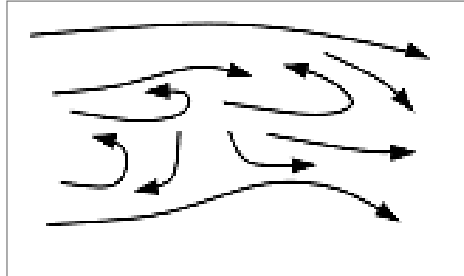


Figura 1.21. Flujo turbulento.
(Fuente: <http://www.manualvuelo.com>)

1.5. Fuerzas y momento sobre la hélice

La hélice del aerogenerador está sujeta a 4 efectos (aerodinámico, gravitacional, centrífugo y giroscópico). A continuación se detalla cada una por separado.

1.5.1. Fuerzas aerodinámicas

Un cuerpo en movimiento inmerso en un fluido experimenta fuerzas ocasionadas por la acción del fluido. El efecto total de estas fuerzas es muy complejo. Sin embargo, para propósitos de diseño o estudio del comportamiento del cuerpo en un fluido, son dos las fuerzas resultantes de mayor importancia: El arrastre y la sustentación.

• Fuerza de arrastre

El arrastre es un vector que va en la dirección contraria al movimiento del cuerpo. Existen muchos factores que afectan la magnitud del arrastre. La magnitud de la sección efectiva de impacto y la forma de la superficie.

$$\partial_{\text{Farr}} = \frac{1}{2} C_D \rho c^2 \partial_s \left\{ \begin{array}{l} C_D: \text{Coeficiente de arrastre} \\ \rho: \text{Densidad del fluido} \\ c: \text{Velocidad del viento} \\ \partial_s: \text{Area del elemento diferencial de la pala.} \end{array} \right.$$

• Fuerza de sustentación

Es una fuerza ocasionada por el fluido en dirección perpendicular a la dirección del movimiento del cuerpo. Su aplicación más importante está en el diseño y análisis de las alas de aeronaves llamadas aeroplanos o también para las palas de las hélices de los aerogeneradores.

$$\partial_{F_{sus}} = \frac{1}{2} C_L \rho c^2 \partial_s \left\{ \begin{array}{l} C_L: \text{Coeficiente de arrastre.} \\ \rho: \text{Densidad del fluido.} \\ c: \text{Velocidad del viento.} \\ \partial_s: \text{Area del elemento diferencial de la pala.} \end{array} \right.$$

1.5.2. Fuerza gravitacional

Esta fuerza es de vital importancia para las palas, ya que siempre tiene dirección vertical hacia abajo generando un esfuerzo armónico, lo cual puede ocasionar fatiga.

1.5.3. Fuerza centrífuga

En la mecánica clásica, la fuerza centrífuga es una fuerza ficticia que parece cuando se describe el movimiento de un cuerpo en un sistema de referencia en rotación.

$$F_{Cf} = m\omega^2 r \left\{ \begin{array}{l} m: \text{Masa del objeto en rotación} \\ \omega: \text{velocidad angular del objeto} \\ r: \text{radio de giro del objeto.} \end{array} \right.$$

1.5.4. Momento giroscópico

El efecto giroscópico tiene lugar cuando un objeto sigue un movimiento rotacional alrededor de su propio eje con una velocidad angular ω , se le fuerza a girar también según otro eje perpendicular al anterior con una velocidad angular Ω .

$$M_{Gp} = I_0 \cdot \omega \cdot \Omega \left\{ \begin{array}{l} I_0: \text{Momento polar de inercia.} \\ \omega: \text{velocidad angular de rotación.} \\ \Omega: \text{velocidad transversal a } \omega. \end{array} \right.$$

1.6. Conceptos estructurales

En este subcapítulo se trata los conceptos estructurales en los materiales isotrópicos y ortotrópicos, ya que más adelante los análisis en la presente tesis se basan usando estos dos tipos de materiales. La ley de Hooke se aplica a materiales que tienen un comportamiento lineal ya sean isotrópicos ortotrópicos (matricial).

$$\text{Ley de Hooke} \longrightarrow \sigma = \epsilon E \left\{ \begin{array}{l} \sigma, \text{esfuerzo normal.} \\ \epsilon, \text{deformación unitaria.} \\ E, \text{modulo de elasticidad del material.} \end{array} \right.$$

1.6.1. Materiales isotrópicos

Un material es isotrópico si sus propiedades mecánicas y térmicas son las mismas en todas las direcciones. Adicionalmente los materiales isotrópicos pueden tener estructuras microscópicas homogéneas o no homogéneas.

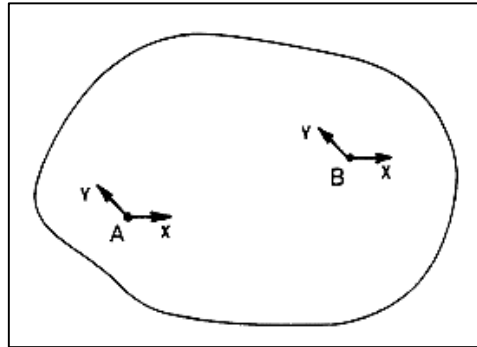


Figura 1.22. Material tipo isotrópico.
(Fuente: Husein, 1991)

- **Isotrópico heterogéneo**

$$E_{A,X} = E_{A,Y} \quad E_{B,X} = E_{B,Y} \quad E_{A,X} \neq E_{B,X}$$

- **Isotrópico homogéneo**

$$E_{A,X} = E_{A,Y} = E_{B,X} = E_{B,Y}$$

1.6.1.1. Conceptos generales de Resistencia de Materiales

La teoría que se puede utilizar para este tipo de materiales y cuya geometría no sea compleja es la Resistencia de materiales, a continuación se explica algunos conceptos generales para aplicar esta teoría.

- **Esfuerzo normal por carga axial**

Este esfuerzo se origina por cargas axiales, es decir fuerzas que actúan en forma transversal a la sección que se quiera analizar. Estos esfuerzos pueden ser de tracción o de compresión, véase la figura 1.23. A continuación se presenta la ecuación que domina este tipo de esfuerzo.

$$\sigma = \frac{F}{A} \begin{cases} \sigma, \text{esfuerzo normal.} \\ F, \text{resultante de fuerzas en dirección axial.} \\ A, \text{en donde actúa la resultante de fuerzas.} \end{cases}$$

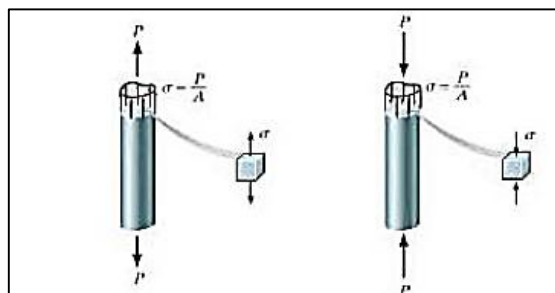


Figura 1.23. Esfuerzo axial de tracción y compresión.
(Fuente: <http://carpenoctem2012.wordpress.com>)

- **Esfuerzo normal por momento flector**

Este tipo de esfuerzos se generan debido al momento flector aplicado a un sólido de tal manera que aparecen los esfuerzos normales, ya sean de tracción o de compresión sobre una misma sección, que se encuentran divididos por una línea, llamada línea neutra. En la figura 1.24 se puede apreciar los esfuerzos normales originados por los momentos flectores.

$$\sigma = -\frac{M \cdot y}{I} \quad \left\{ \begin{array}{l} \sigma, \text{esfuerzo normal.} \\ M, \text{momento flector actuante sobre la sección a analizar.} \\ y, \text{distancia desde eje neutro hacia el punto de interés.} \\ I, \text{momento de inercia de la sección a analizar.} \end{array} \right.$$

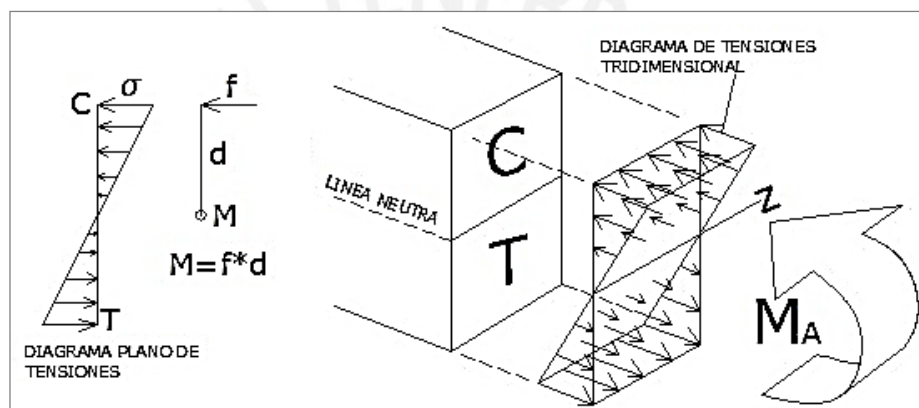


Figura 1.24. Esfuerzos normales por momento flector.

- **Esfuerzo cortante por fuerza cortante**

Al igual que los esfuerzos descritos anteriormente, este esfuerzo se genera debido a la fuerza cortante. El esfuerzo cortante, el esfuerzo interno de las tensiones paralelas a la sección transversal de un sólido. Los esfuerzos cortantes no son uniformes en toda la sección transversal, sino que se distribuye a lo largo de la sección, estando el esfuerzo cortante máximo en el eje neutro (caso de una viga). La ecuación que define la relación entre la fuerza cortante y esfuerzo cortante, para una viga, es la siguiente:

$$\tau = \frac{V \cdot Q}{I \cdot t} \quad \left\{ \begin{array}{l} \tau, \text{esfuerzo cortante.} \\ V, \text{resultante de fuerzas cortantes en la sección transversal.} \\ Q, \text{momento estático.} \\ I, \text{momento de inercia de la sección a analizar.} \\ t, \text{ancho de la sección a analizar.} \end{array} \right.$$

- **Esfuerzo cortante por momento torsor**

El esfuerzo de torsión es una sollicitación que se presenta cuando se aplica un **momento** sobre el **eje longitudinal** de un elemento constructivo, como pueden ser

ejes o, en general, elementos donde una dimensión predomina sobre las otras dos, aunque es posible encontrarla en situaciones diversas.

$$\tau = \frac{T}{J} \rho_d \begin{cases} \tau, \text{esfuerzo cortante.} \\ T, \text{momento torsor total sobre una sección.} \\ J, \text{módulo de torsión.} \\ \rho_d, \text{distancia del centro geométrico hasta el punto de análisis.} \end{cases}$$

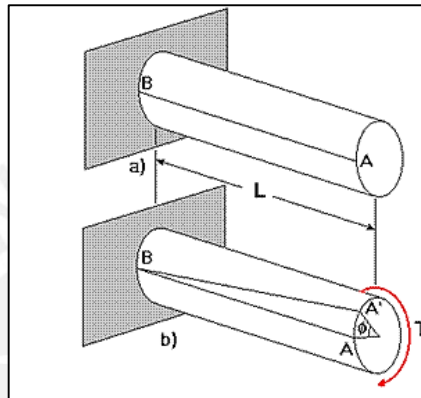


Figura 1.25. Esfuerzo de torsión.
(Fuente: <http://www.monografias.com>)

1.6.1.2. Teoría del máximo esfuerzo normal (RANKINE)

Según esta teoría “La falla se produce cuando el esfuerzo normal máximo alcanza el esfuerzo límite del material obtenido en un ensayo de tracción”. Por consiguiente, para aplicar este criterio solo se debe determinar el mayor de los esfuerzos principales. [12]

• Estado triaxial de esfuerzos

- Si $\sigma_1 > \sigma_2 > \sigma_3 \geq 0 \implies$ no falla si: $\sigma_1 < \sigma_{Rt} \implies \sigma_{eq} = \sigma_1$
- Si $\sigma_1 < \sigma_2 < \sigma_3 \leq 0 \implies$ no falla si: $|\sigma_3| < \sigma_{Rc} \implies \sigma_{eq} = \sigma_3$
- Si $\sigma_1 > \sigma_2 > \sigma_3, \sigma_1 \geq 0, \sigma_3 \leq 0 \implies$ no falla si: $\sigma_1 < \sigma_{Rt}$ y $|\sigma_3| < \sigma_{Rc}$
 $\implies \sigma_{eq} = \sigma_1 \quad \text{o} \quad \sigma_{eq} = \sigma_3$

Estado plano de esfuerzos ($\sigma_3 = 0$)

- Si σ_1 y σ_2 son positivos \implies no hay falla si: $\sigma_1 < \sigma_{Rt}$ y $\sigma_2 < \sigma_{Rt}$
- Si σ_1 y σ_2 son negativos \implies no hay falla si: $|\sigma_2| < \sigma_{Rc}$ y $|\sigma_1| < \sigma_{Rc}$
- Si σ_1 y σ_2 de diferente signo \implies no hay falla si: $\sigma_1 < \sigma_{Rt}$ y $|\sigma_2| < \sigma_{Rc}$
o si: $\sigma_1 < \sigma_{Rt}$ y $|\sigma_2| < \sigma_{Rc}$

Al momento de graficar las relaciones obtenidas anteriormente se obtiene el polígono mostrado en la figura 1.26. Por tanto se afirma que si un punto cualquiera de esfuerzo plano (σ_1, σ_1) se encuentra dentro del polígono, entonces el elemento no fallará.

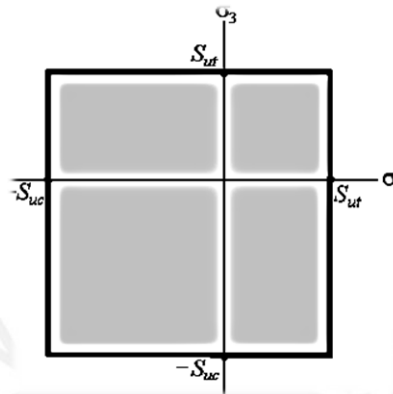


Figura 1.26. Criterio de falla para materiales frágiles basado en la TMEN.
(Fuente: <http://dim.usal.es//eps/im/roberto/cmm/Teorasdefallabajocargasestticas.pdf>)

1.6.2. Materiales ortotrópicos

Un material es ortotrópico cuando sus propiedades mecánicas o térmicas son únicas e independientes en tres direcciones perpendiculares entre sí. Algunos ejemplos de materiales ortotrópicos son la madera, muchos cristales y los materiales laminados.

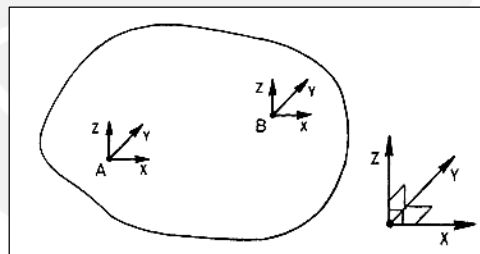


Figura 1.27. Material ortotrópico.
(Fuente: Husein, 1991)

- **Ortotrópico heterogéneo**

$$E_{A,X} \neq E_{B,X} \quad E_{A,Y} \neq E_{B,Y} \quad E_{A,Z} \neq E_{B,Z}$$

- **Ortotrópico homogéneo**

$$E_{A,X} = E_{B,X} \quad E_{A,Y} = E_{B,Y} \quad E_{A,Z} = E_{B,Z}$$

1.6.2.1. Conceptos generales de teoría clásica de laminado

Las palas de las turbinas eólicas normalmente se fabrican usando laminados, donde cada laminado tiene su propio espesor, propiedades elásticas y orientación de las fibras. Todo el comportamiento de una lámina delgada de compuesto puede ser aproximado mediante

la suposición de un plano de esfuerzos. Esta suposición en teoría de laminación indica que la lámina delgada está sujeta solo a cargas que no causan inestabilidad en el plano, por tanto la curva esfuerzo-deformación se vuelve relativamente simple. Los ejes de cada lámina son definidos por los números 1, 2 y 3, y el laminado es definido por el sistema coordenado local de la placa n , s y z . Para ver más detalle de esta teoría ver el anexo 3.

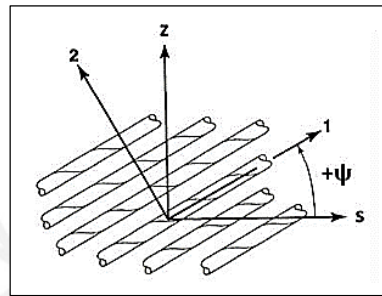


Figura 1.28. Rotación sobre los ejes principales s y z .
(Fuente: Husein, 1991)

1.6.2.2. Teoría del esfuerzo máximo

Existen muchos criterios para predecir el daño de una lámina. Casi todos éstos asumen homogeneidad y un comportamiento lineal esfuerzo-deformación hasta la falla. Estas teorías son adaptaciones de las existentes para materiales homogéneos e isotrópicos. Algunas de las teorías clásicas que han sido y siguen siendo más utilizadas son la teoría del esfuerzo máximo, la teoría de la deformación máxima, la teoría de falla Tsai-Hill y la teoría de falla Tsai-Wu. [15]

La teoría del esfuerzo máximo predice que la falla ocurre cuando algún esfuerzo a lo largo de uno de los ejes principales del material es igual o mayor que la resistencia (experimental) correspondiente. La falla ocurriría cuando al menos una de las siguientes ecuaciones se cumple:

$$\begin{aligned} \sigma_1 &\geq F_{1t}, \text{ si } \sigma_1 > 0 & \text{ó} & & |\sigma_1| &\geq F_{1c}, \sigma_1 < 0 \\ \sigma_2 &\geq F_{2t}, \text{ si } \sigma_2 > 0 & \text{ó} & & |\sigma_2| &\geq F_{2c}, \sigma_2 < 0 \\ |\sigma_4| &\geq F_4, & & & |\sigma_5| &\geq F_5, & & |\sigma_6| &\geq F_6 \end{aligned}$$

Donde σ_1 a σ_6 son los esfuerzos normales o cortantes (en el punto crítico), F_{1t} y F_{1c} son las resistencias en tracción y compresión longitudinal, respectivamente, F_{2t} y F_{2c} son las resistencias en tracción y compresión transversal, respectivamente, F_4 y F_5 son las resistencias al cortante ínter-laminar y F_6 es la resistencia al cortante en el plano. [15]

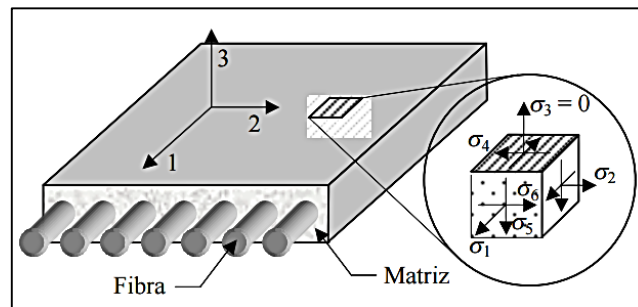


Figura 1.29. Ejes principales del material: 1 (longitudinal), 2 (transversal) y 3 (normal al plano).
(Fuente: Barbero, 1998)

1.7. Vibraciones en máquinas rotativas

Con frecuencia las máquinas rotativas están expuestas a vibraciones originadas por diversas causas. Por ende, es común que toda máquina rotativa sea analizada en el campo de las vibraciones. Estudiar la hélice es importante para evitar la resonancia.

- **Velocidad crítica**

Se denomina velocidad crítica a cualquier velocidad de rotación que provoca altos valores de amplitud de vibración. A menudo, las velocidades críticas del rotor se corresponden con las frecuencias naturales del sistema. Sin embargo, de todas maneras existirá un paso por las frecuencias naturales del sistema, principalmente al arrancar o frenar la máquina rotativa. Asimismo, si el paso por la frecuencia natural del sistema se realiza de manera rápida, esto es, el número de ciclos con que se atraviesa la zona de resonancia es pequeño, entonces no se apreciarán grandes amplitudes de oscilación de tal manera que el sistema no se afecte.

1.7.1. Vibraciones transversales

Las vibraciones transversales son movimientos oscilatorios que ocurren en direcciones perpendiculares al eje axial en un rotor. Son vibraciones muy comunes en el campo de la ingeniería. Las principales causas de este tipo de vibraciones son:

- **Descentrado transversal del rotor**

El descentrado transversal ocurre cuando el eje de giro del rotor no coincide con el eje axial que pasa por su centro de gravedad, sin embargo, ambos ejes siempre son paralelos.

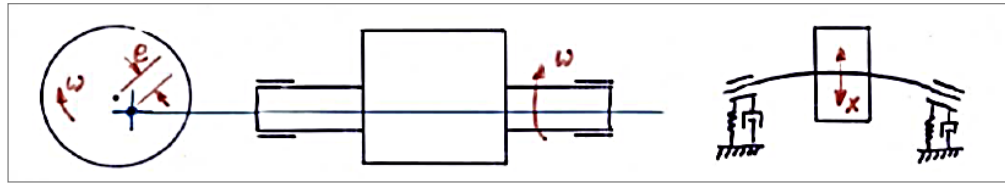


Figura 1.30. Eje descentrado transversal.
(Fuente: Alencastre, 2012)

Lo que no se quiere es que la velocidad del rotor coincida con la frecuencia natural para este sistema. Este sistema se aproxima al caso de sistemas libres sin amortiguamiento, donde la frecuencia natural es:

$$\omega_n = \sqrt{\frac{k}{m}} \quad \begin{cases} k, \text{ la constante de rigidez del sistema.} \\ m, \text{ la masa del sistema.} \end{cases}$$

• Efectos giroscópicos del rotor

El movimiento giroscópico es aquel que realiza un sólido rígido, que gira alrededor de uno de sus ejes principales de inercia, cuando este puede girar a su vez alrededor de un punto fijo de dicho eje. Para explicar mejor esta definición, se toma en cuenta el rotor en voladizo con velocidad de rotación constante, mostrado en la figura 1.30, entonces:

- ✓ Considerando el rotor en voladizo el cual gira alrededor de su eje constantemente.
- ✓ Se perturba al sistema aplicando una fuerza perpendicular al eje axial en el extremo libre del eje.
- ✓ Se espera que el rotor giratorio se desplace únicamente en la dirección de la fuerza aplicada, sin embargo, el rotor realiza un movimiento extraño.
- ✓ Además de desplazarse en la dirección de la fuerza aplicada, el rotor tiende a desplazarse en dirección perpendicular a ambos ejes (eje de rotación axial y eje de aplicación de la fuerza perturbadora).

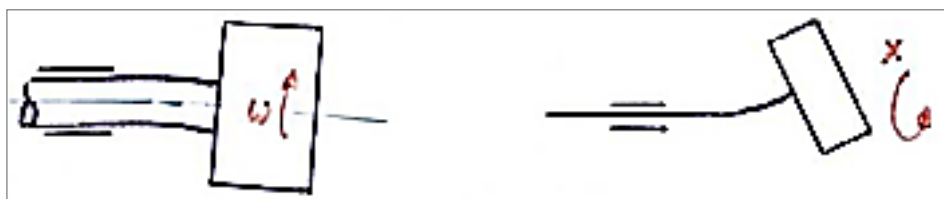


Figura 1.31. Eje en voladizo con masa concentrada en un extremo. Sistema giratorio.
(Fuente: Alencastre, 2012)

Como es obvio, este efecto solo se manifiesta para sistemas rotordinámicos. La explicación teórica de este fenómeno está basada en los principios de conservación de la cantidad de movimiento y de momento cinético. Asimismo, es importante resaltar que

todo cuerpo giratorio es inherente a este fenómeno físico, el cual produce vibraciones transversales.

1.7.2. Vibraciones torsionales

Una vibración torsional es un movimiento angular oscilatorio de un sistema con torsión en el eje que conecta los elementos inerciales. Este movimiento oscilatorio se puede superponer o no al movimiento de rotación constante de la máquina.

- **Eje en voladizo**

Un eje está en voladizo cuando en un extremo está restringido (grados de libertad restringidos) y en el otro extremo está libre, tal y como se aprecia en la figura 1.32.

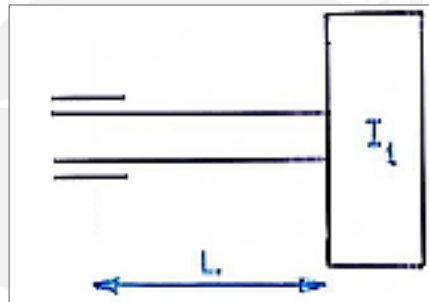


Figura 1.32. Esquema de eje uniforme.
(Fuente: Alencastre, 2012)

Para el estudio de vibraciones en estos sistemas, es importante conocer la rigidez torsional. Para el caso de sistemas como el mostrado en la Figura 1.30 pero sin velocidad de rotación, la frecuencia natural del sistema es:

$$\omega_n = \sqrt{\frac{k_t}{I_1}} \begin{cases} k_t, \text{ la constante de rigidez torsional del sistema.} \\ I_1, \text{ el momento de inercia de masa del elemento concentrado.} \end{cases}$$

$$k_t = \frac{G \cdot I_p}{L} \begin{cases} G, \text{ modulo de cizalladura.} \\ I_p, \text{ momento de inercia polar de la sección transversal del eje.} \\ L, \text{ la longitud desde el extrema restringido hasta el elemento concentrado.} \end{cases}$$

1.7.3. Vibraciones longitudinales

Las vibraciones longitudinales son movimientos oscilatorios que ocurren en el eje axial del rotor y no son significativas de analizar, ya que sus amplitudes normalmente no son de preocupar durante el funcionamiento de la máquina.

CAPÍTULO 2

ANÁLISIS AERODINÁMICO

2.1. Introducción

En este capítulo se muestra, detalladamente, todo el procedimiento usado en la simulación numérica para condiciones nominales y condiciones extremas de operación, para ello se modeló la hélice en un software CAD y posteriormente se simuló numéricamente usando el software ANSYS CFX. Luego se comprobó la simulación numérica según el patrón de flujo externo teórico, según el torque resistente y la potencia generada de la hélice.

Al finalizar el análisis, se podrá tener información sobre el patrón de flujo en el sistema, la velocidad del fluido involucrado, el campo de presiones sobre la hélice, el torque resistente sobre esta y su potencia generada para **condiciones extremas de operación**.

Con los valores de carga obtenidos mediante la simulación numérica, se hará un posterior análisis estructural de la hélice tanto para material isotrópico como ortotrópico y también el análisis modal respectivo. A continuación se presenta las dos secciones de este capítulo.

2.2. Simulación numérica usando ANSYS CFX

La simulación numérica se realiza siguiendo el procedimiento descrito en el ANEXO 1 de la presente tesis. A continuación, se describen todos los pasos mencionados en dicho procedimiento.

2.2.1. Definición del problema

El objetivo de la simulación aerodinámica es conocer el campo de presiones en la hélice dentro del fluido que se encuentra en rotación.

El método de simulación aerodinámica a utilizar es el método **MRF (mobile reference frame)**, el cual consiste en utilizar dos subdominios (uno es estático y el otro es dinámico). Así, las ecuaciones de un flujo que está en un subdominio estacionario o que se mueve con movimiento de translación son diferentes que las ecuaciones del flujo que está dentro de un subdominio con movimiento rotacional, logrando una gran simplificación al resolver el problema. Hay que mencionar que las ecuaciones gobernantes en el dominio rotatorio cambian, principalmente la de cantidad de

movimiento, ya que existe aceleración en el sistema. Este método ha dado muy buenos resultados en cuanto a modelamiento en este tipo de sistemas.

2.2.2. Etapa de pre - procesamiento

Definición de datos de entrada

De los planos proporcionados por la empresa, se pudo obtener la geometría de todo el aerogenerador. A continuación, se muestra el esquema general del sistema del aerogenerador. Para la presente tesis, solo se usará la hélice la cual está compuesta por las 3 palas y el núcleo del rotor.

Como se aprecia en la figura.2.1, se ve el aerogenerador en conjunto, cabe resaltar que la presente tesis se basa en el estudio únicamente de la hélice del aerogenerador, para lo cual se solicitó a la empresa los planos de diseño de la pala y del núcleo (rotor).

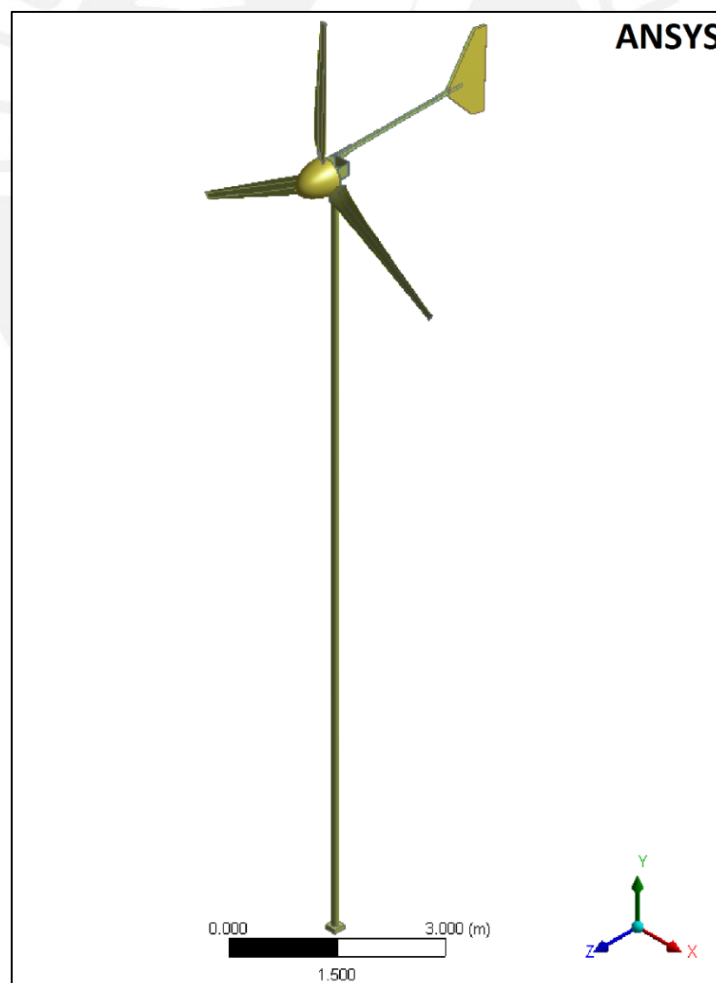


Figura 2.1. Esquema general del aerogenerador.
(Fuente: Elaboración propia)

Diseño CAD (Hélice)

Con los planos, se procedió al diseño CAD usando el software Solidworks. A continuación se menciona cómo se procedió con el modelamiento CAD.

- **Pala:** Para la pala, la cual es NACA 4412 se usó un software online *Airfoiltools*, el cual en base a las estaciones se genera los puntos de las secciones con lo cual facilitó el barrido de la pala en Solidworks como se ve en la figura. 2.2.

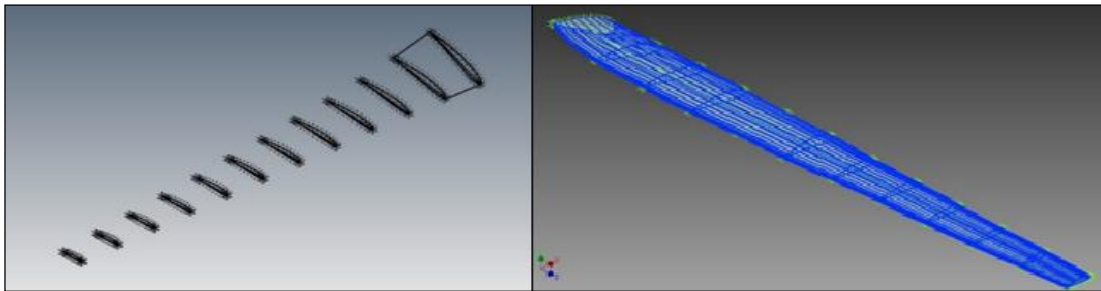


Figura 2.2. Secciones y barrido de la pala.
(Fuente: Elaboración propia)

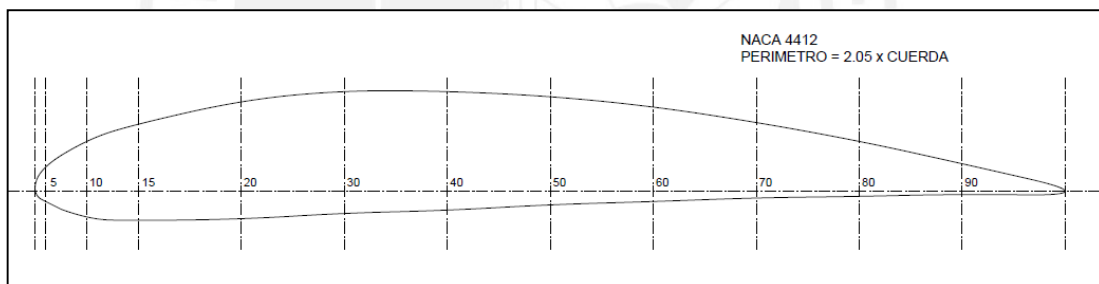


Figura 2.3. Perfil NACA 4412.
(Fuente: Dato facilitado por la empresa Waira Energía S.A.C.)

- **Núcleo (rotor):** Para el núcleo se hizo un levantamiento de medidas del modelo fabricado para luego proceder al modelamiento en Solidworks.
- **Hélice:** Finalmente, teniendo la pala y el rotor modelado en Solidworks, se procede al ensamblaje, el cual consta de 3 palas y el núcleo (rotor). Este es el ensamble que se usa para el análisis en ANSYS CFX y para los posteriores módulos. Ver figura 2.4.

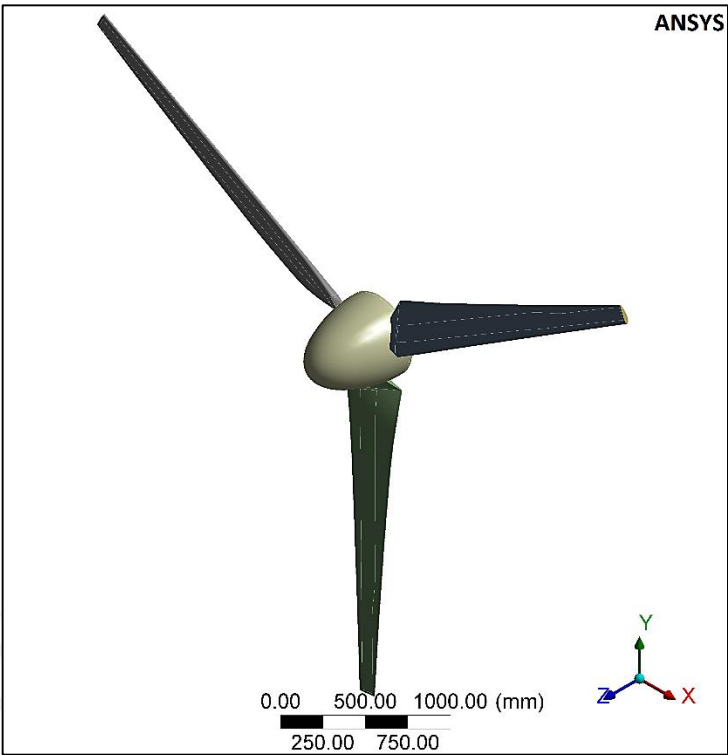


Figura 2.4. Hélice del aerogenerador de 3kW.
(Fuente: Elaboración propia)

El diseño CAD del modelo se realizó en el software Solidworks en base a la información proporcionada por la empresa. Como se mencionó anteriormente, los dominios de interés para este problema son llamados estático y rotacional, este último representando el giro de giro de la hélice, ya que la simulación considera a la hélice sin giro. Sin embargo, el modelamiento de la hélice del aerogenerador (Domo, palas y núcleo) no es el dominio de interés para esta simulación, sino el volumen de fluido externo a la hélice (envolvente a este). A continuación, se muestran algunas imágenes del modelo CAD 3D que se generó y un cuadro general donde se muestran algunas dimensiones geométricas del modelo.

Tabla 2.1. Dimensiones generales del aerogenerador.

Parámetros Geométricos	Detalles
Longitud de la pala	2250 mm
Diámetro del rotor	5000 mm
Altura del aerogenerador	15000 mm
Tipo de aerogenerador	Tripala a barlovento

Del modelo CAD 3D del rotor del aerogenerador simplificado se obtiene el volumen externo, el cual corresponde a la porción del fluido que tendrá velocidad angular debido al giro de la hélice. Asimismo, existe otro dominio, llamado el estático para fines del

método de simulación MRF: sub dominio móvil, llamado **dominio rotatorio**; y sub dominio estacionario, llamado **dominio estacionario**. Ver figura 2.5 y figura 2.6.

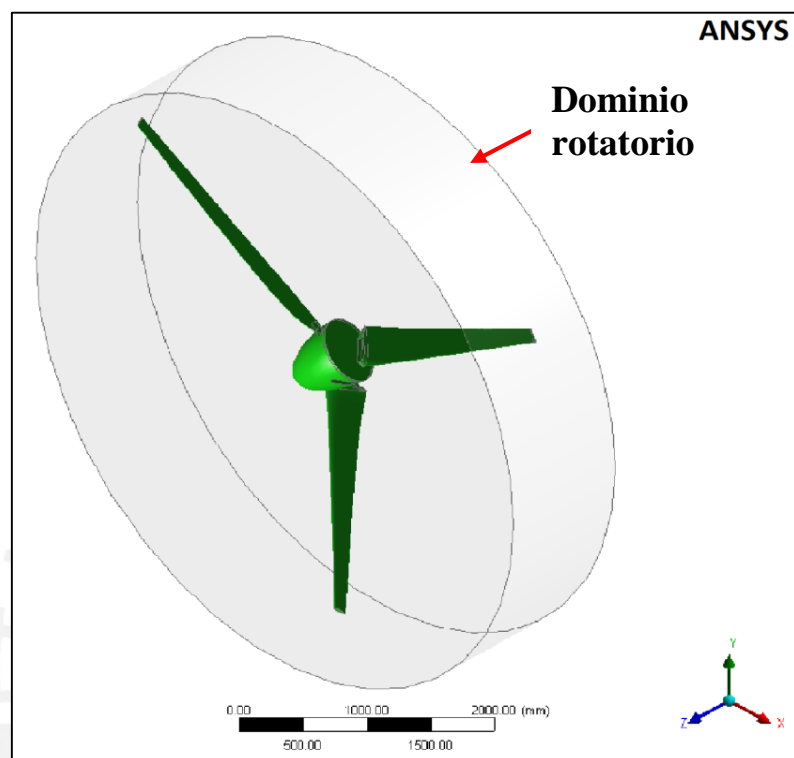


Figura 2.5. Dominio rotatorio
(Fuente: Elaboración propia)

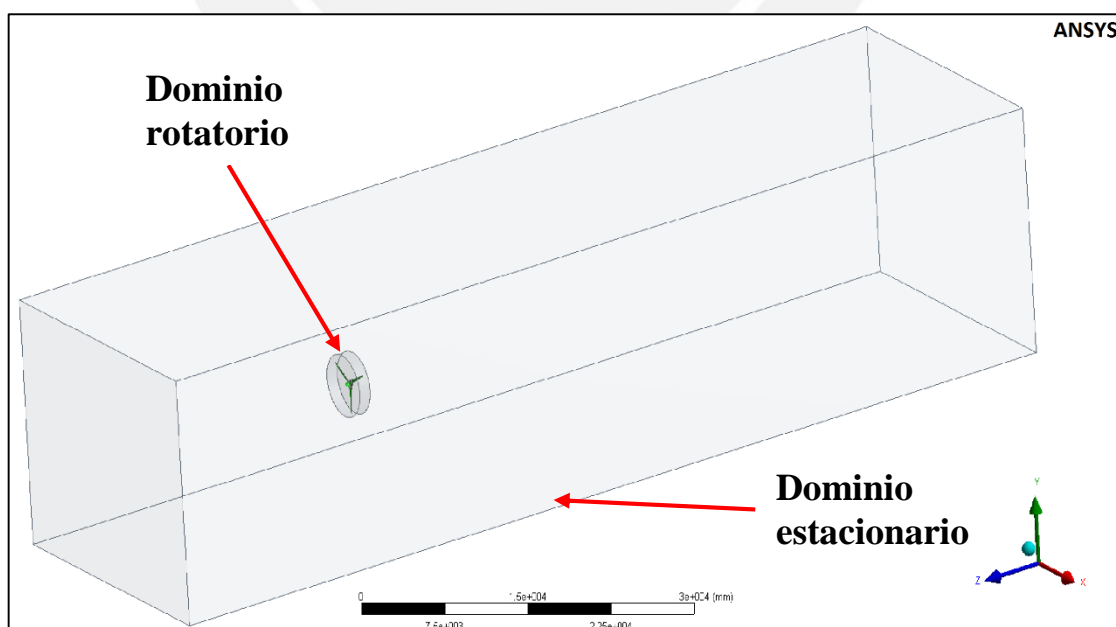


Figura 2.6. Dominio completo (dominio rotatorio y estacionario)
(Fuente: Elaboración propia)

Parámetros de mallado

A partir del modelo CAD, con los dos dominios fluidos para el análisis, se realiza su discretización o mallado en el módulo ANSYS CFX, que no es más que sustituir la geometría inicial de los dominios por una malla de volúmenes finitos. En este proceso de mallado se pueden utilizar diferentes técnicas y métodos para obtener volúmenes finitos de tamaño y calidad apropiados para el tipo de análisis a realizar. Se decidió optar por el método de mallado tetraédrico patch conforming y sizing. El método de mallado tetraédrico patch conforming realiza el mallado creando elementos tetraédricos en todos los lugares donde la geometría se lo permita; al usar este método de mallado, se consiguió mallar sin ningún problema

En este caso se aplicaron distintos tamaños de elemento (volumen finito) para los dos dominios analizados y se definieron los tamaños de elemento en algunas zonas de interés:

- Tamaño promedio del volumen finito para el dominio rotatorio: 50 mm.
- Tamaño promedio del volumen finito para el dominio estacionario: 200 mm.
- El tamaño de los volúmenes finitos debe ser igual en las superficies de contacto (interfaces) entre los dos dominios, para asegurar una buena precisión de los resultados por el método MRF. El tamaño del volumen finito en dichas caras se estableció en 50 mm.
- El mallado sobre la superficie de la pala debe ser capaz de captar el efecto de capa límite, para lo cual se hace un refinamiento de la malla por capas. En este caso se usaron 10 capas, teniendo la primera capa una altura de 0.5 mm y una tasa de crecimiento de 1.2.
- El mallado se hace solamente de los dominios de fluidos y se suprimen los sólidos. Más adelante se explica el mallado de los “sólidos” para una simulación posterior (estructural y modal).

Adicional al modelo de turbulencia, para una buena aproximación de la capa límite es necesario un modelo que prediga el comportamiento de esta zona la cual es de gran importancia para el cálculo de las fuerzas de arrastre viscosas. La función de pared o *y+* permite mediante dos aproximaciones diferentes solucionar capa límite. En la primera aproximación llamada *Standard Wall Function* la región afectada por la viscosidad no es

solucionada, en vez de ello se utilizan formulas semi empíricas para hacer el puente entre la pared y la región turbulenta. En la segunda aproximación, denominada *Near Wall Treatment*, la malla que se encuentra en la región cercana a la pared, que es afectada por la viscosidad, si es solucionada. Esta aproximación aunque requiere una malla más fina sobre la superficie tiene una mejor evaluación del arrastre que la primera. En la primera aproximación los valores de y^+ deben están entre 30 y 500 mientras que en la segunda el y^+ debe estar por debajo 5. Valores entre 5 y 30 se encuentran en la zona de transición. En la tabla 2.2 aparecen algunos datos estadísticos del mallado.

Tabla 2.2. Estadísticas del mallado en ANSYS CFX.

Estadísticas de mallado	
Tipo de elemento	Tetraedro (primer orden)
Cantidad de elementos	4280184
Calidad de elementos	81.02 %
Relación de aspecto	2.07
Relacion de Jacobiano	1.40
Calidad ortogonal	80.50%
Skewness	0.22

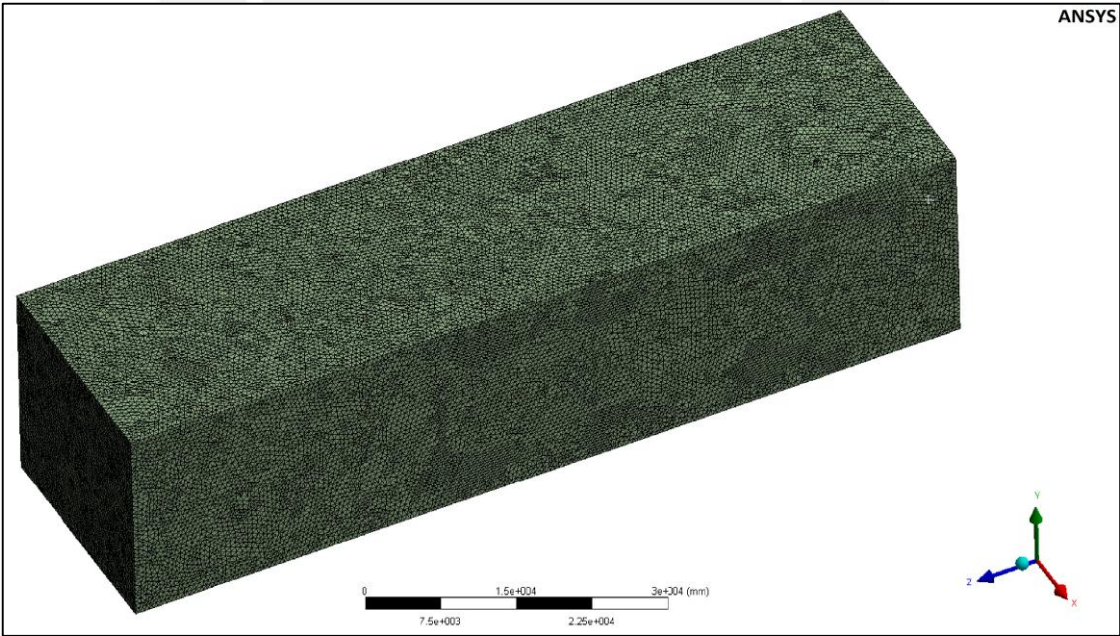


Figura 2.7. Malla del dominio estacionario.
(Fuente: Elaboración propia)

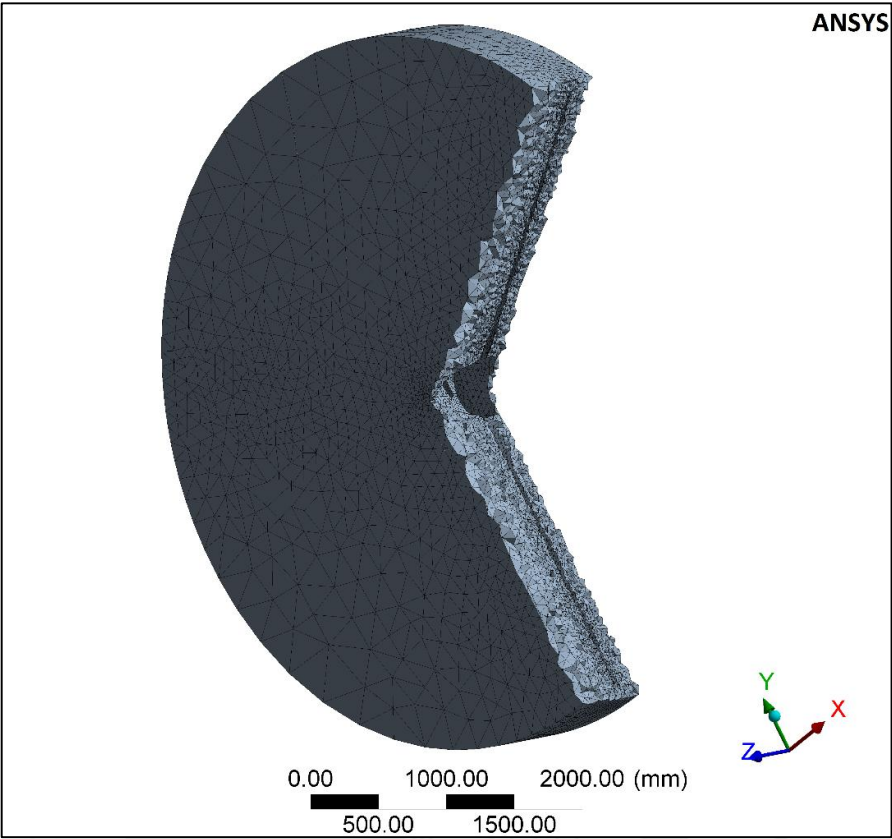


Figura 2.8. Malla del dominio rotatorio.
(Fuente: Elaboración propia)

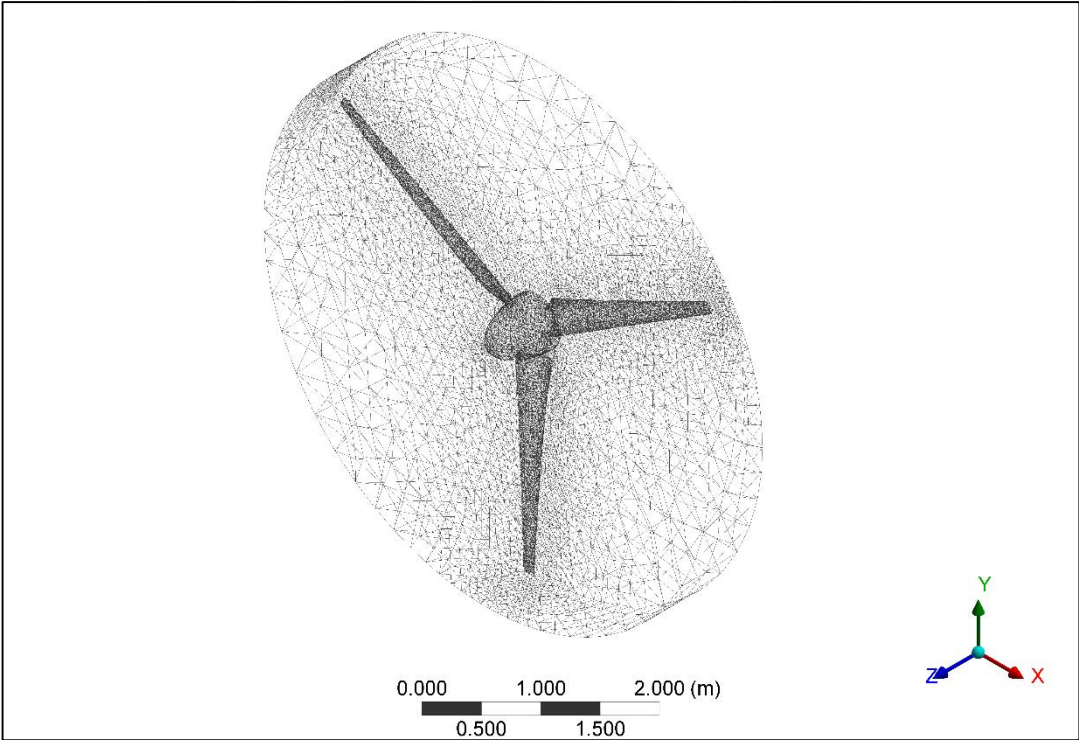


Figura 2.9. Malla del dominio rotatorio (visión wireframe).
(Fuente: Elaboración propia)

Para el realizar el refinamiento de la malla sobre la superficie de la pala se aplicó un método de mallado local llamado “Inflation”, el cual genera finas capas de elementos prismáticos sobre la superficie de la pala, como se puede apreciar en la figura 2.10.

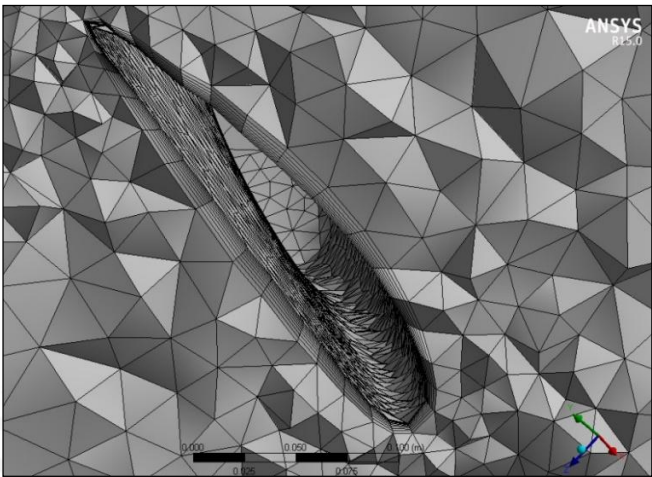


Figura 2.10. Mallado de la superficie de la pala para efectos de capa límite.
(Fuente: Elaboración propia)

Es importante mencionar que para asegurar una buena calidad de resultados se optó por usar elementos finitos de tipo cuadráticos o de segundo orden (con nodos intermedios). Para tal fin, ANSYS CFX presenta diferentes tipos de elementos finitos que se adaptan a este problema, de los cuales se eligió usar el elemento **FLUID220**. Este elemento finito, presenta buenas características para un posterior análisis de interacción fluido - estructura (FSI). Finalmente, se muestran las estadísticas de mallado más relevantes.

Parámetros de control de la simulación (condiciones de borde)

En primer lugar, se definen las propiedades para el fluido que se simulará en la hélice del aerogenerador: aire.

Tabla 2.3. Propiedades del aire.

FLUIDO: AIRE	
Grupo de Material	Gas ideal
Estado termodinámico	Gaseoso
PROPIEDADES	
Densidad	1.185 [kg m ⁻³]
Masa Molar	28.96 [kg kmol ⁻¹]
Viscosidad Dinámica	1.831E-05 [kg m ⁻¹ s ⁻¹]
ESTADO DE REFERENCIA	
Presión de referencia	1 [atm]
Temperatura	25 [C]

Tabla 2.4. Resumen de las principales condiciones de borde utilizadas.

CARACTERÍSTICAS	DESCRIPCIÓN
Tipo de Fluido	Aire: Compresible, Continuo, Newtoniano
Tipo de Flujo	Turbulento
Fuerza Gravitacional	No
Tipo de Modelamiento de Turbulencia	SST
Velocidad (N)	400 r.p.m.
Proceso de Transferencia de Calor	Isotérmico (25°C)
Densidad de Referencia	1,2 Kg m ⁻³
Método de Resolución de Ecuaciones	Método de Volúmenes Finitos
Escala del Tiempo físico	0,0318 s
Método de Conexión de Malla	GGI
Interface Fluido-Fluido	Tipo: Frozen Rotor, Conexión: GGI
Interface Fluido-Sólido	Tipo: None, Conexión: GGI

El fluido en ambos dominios se define como aire a temperatura ambiente constante (20°). En el dominio estacionario se define una condición de entrada de aire, aplicada en la cara frontal, con una velocidad constante del viento de 14 m/s. En este mismo dominio se define una condición de pared no rugosa en la cara inferior, que permite considerar el efecto del suelo. En las cuatro caras restantes del dominio estacionario se define una condición de salida, con un valor de presión absoluta igual a la presión atmosférica, lo que permite que el fluido entre o salga por estas caras. Al dominio rotatorio se le impone una velocidad de rotación constante con una componente horizontal (eje Z) de 400 r.p.m. También se define una condición de pared no rugosa en todas las caras exteriores de la hélice. En la figura 2.11 se pueden apreciar las condiciones de contorno establecidas para el problema aerodinámico. Adicionalmente debe definirse una conexión entre los dos dominios que garantice la continuidad del fluido en su frontera común, esto se hace estableciendo una interface fluido – fluido de comportamiento general, aplicado a las 3 parejas de caras en contacto entre ambos dominios (Frontal, Posterior y Lateral), como se aprecia en la figura 2.12.

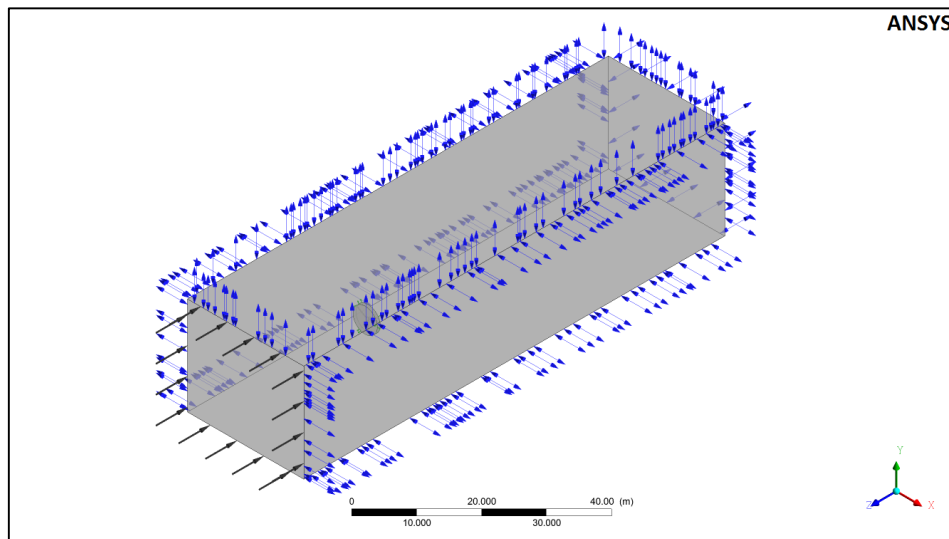


Figura 2.11. Condiciones de contorno del problema aerodinámico.
(Fuente: Elaboración propia)

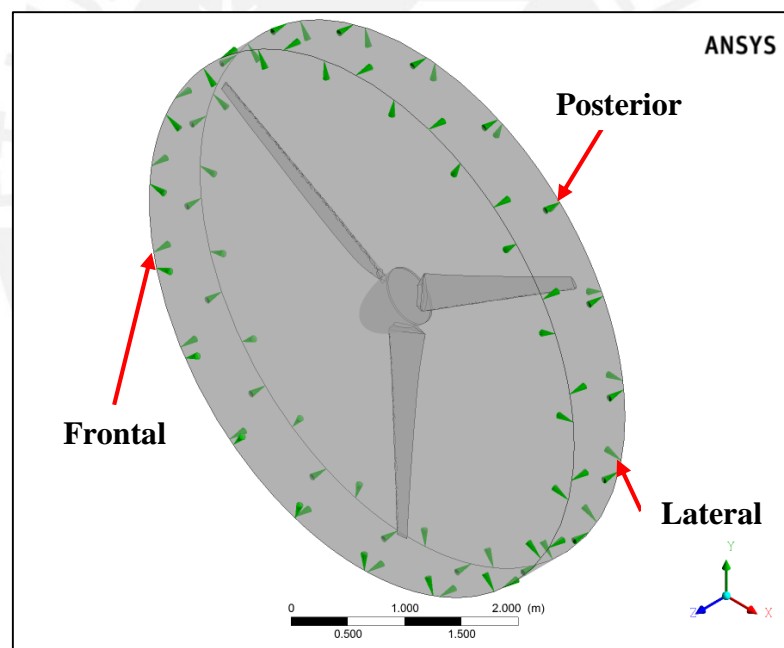


Figura 2.12. Interfaces fluido – fluido (rotatorio - estacionario).
(Fuente: Elaboración propia)

2.2.3. Etapa de solución

En esta etapa se resuelven de manera iterativa las ecuaciones gobernantes del sistema. Las iteraciones terminan cuando los parámetros de control del solucionador (*solver*) convergen a la solución de estado estable o cuando se alcanza el número máximo de iteraciones que se ha definido. Durante el procesamiento es posible monitorear las ecuaciones de cantidad de movimiento y conservación de la masa, y también las variables de torque y fuerzas, como se puede apreciar en la figura 2.13.

- El error admisible que se configuró durante el pre – procesamiento fue 0.0001.
- Se resolvió el sistema de ecuaciones gobernantes de manera iterativa.
- Se configuró que se realicen 600 iteraciones como máximo.
- El tiempo de simulación fue aproximadamente 10 horas El computador utilizado presenta las siguientes características: 8 núcleos de 3,4 GHz con tecnología Intel i7 y 16 GB de memoria RAM.

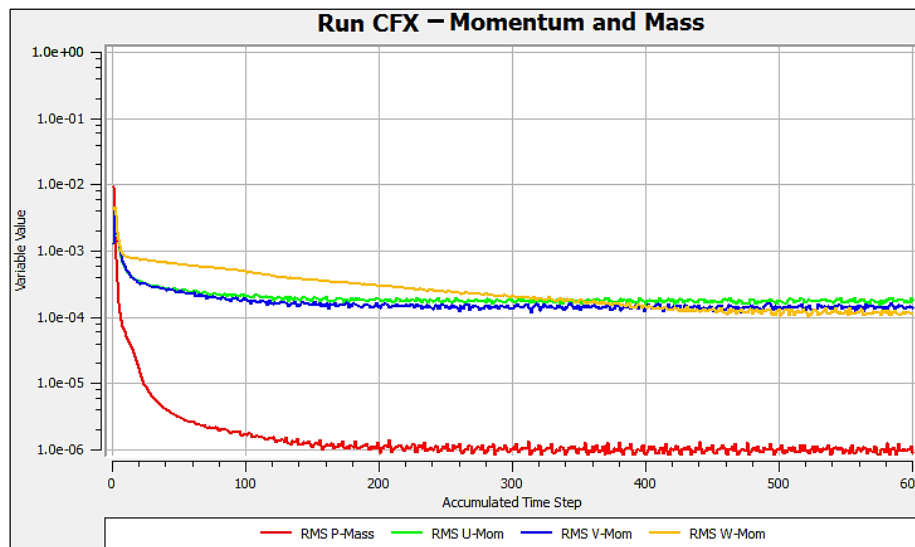


Figura 2.13. Curvas de comportamiento de los parámetros de control del *solver*.
(Fuente: Elaboración propia)

Se puede apreciar claramente que la curva de convergencia para la ecuación de conservación de la masa de aire llega al error de 0.000001 al finalizar la simulación aerodinámica. En contraste, las curvas de convergencia para las ecuaciones de cantidad de movimiento si llegan al error mínimo de 0.0001 al finalizar las 600 iteraciones. Sin embargo, al analizar los resultados obtenidos, se llega a la conclusión que los resultados que arroja la simulación aerodinámica son muy buenos y confiables.

2.2.4. Etapa de Post-Procesamiento

En esta etapa se obtienen, visualizan y analizan los resultados de la simulación. Como ya se ha mencionado, el resultado del problema aerodinámico, de interés para el posterior análisis estructural, es la obtención de las cargas (campo de presiones) que actúan sobre la hélice del aerogenerador. Sin embargo, con la finalidad de verificar el modelo utilizado en la simulación aerodinámica se analizan también otros resultados, como son el Yplus, el campo vectorial de velocidades y las líneas de flujo.

Yplus

El Yplus es un indicador del nivel de convergencia del modelo de turbulencia y además de qué tan certeros son los resultados en las zonas donde la capa límite se encuentra presente. De acuerdo al modelo de turbulencia escogido (Shear stress transport - SST) el Yplus debe ser menor a 1. En la figura 2.14 se aprecia que la el Yplus en la hélice está por debajo de 1 casi al 100%.

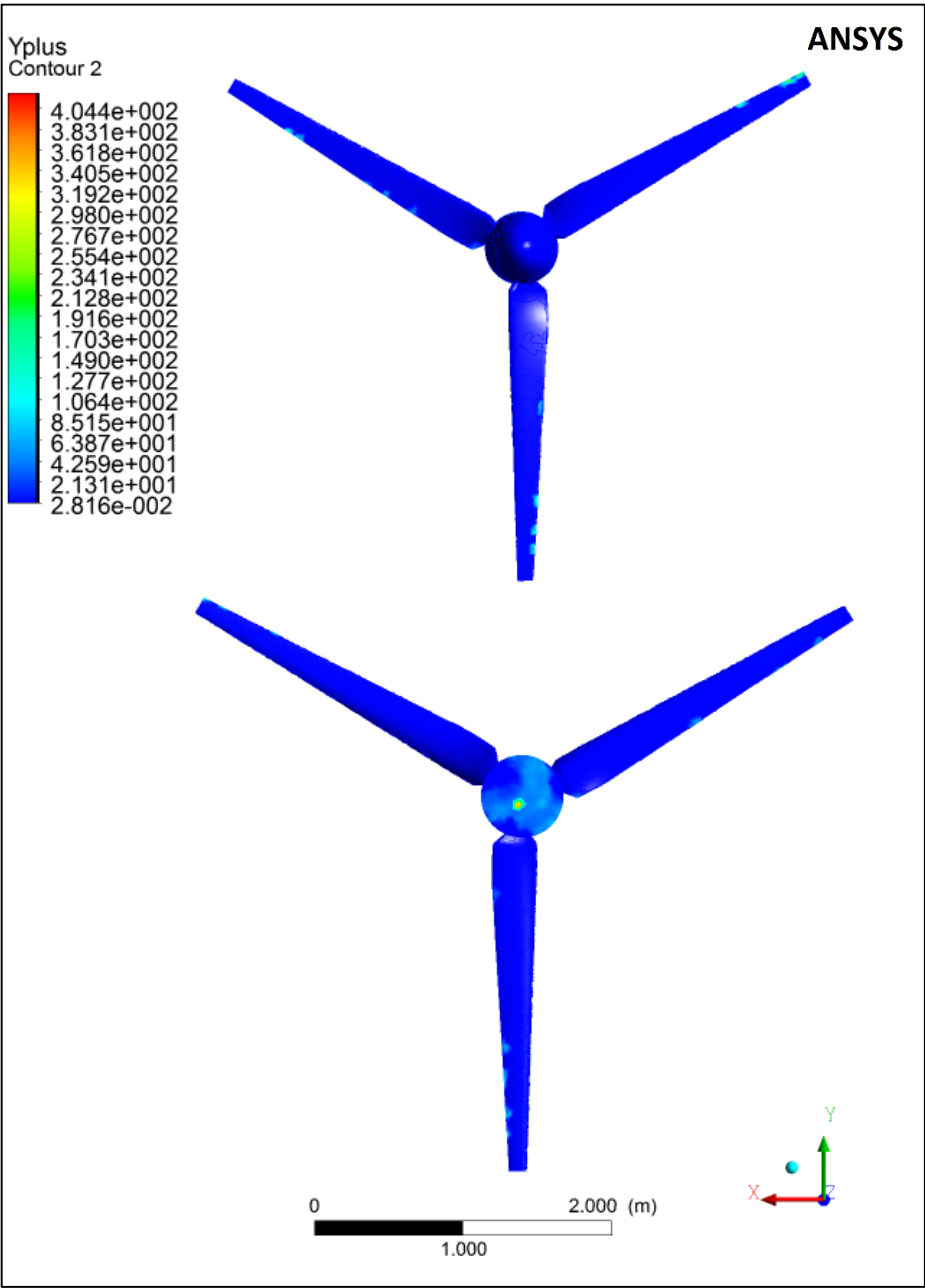


Figura 2.14. Ploteo de Yplus en la superficie de la hélice.
(Fuente: Elaboración propia)

Campo de presiones

En la figura 2.15 se aprecia el campo de presiones totales actuante sobre la hélice del aerogenerador, éstas últimas serán importadas en el módulo ANSYS MECHANICAL para el correspondiente análisis estructural.

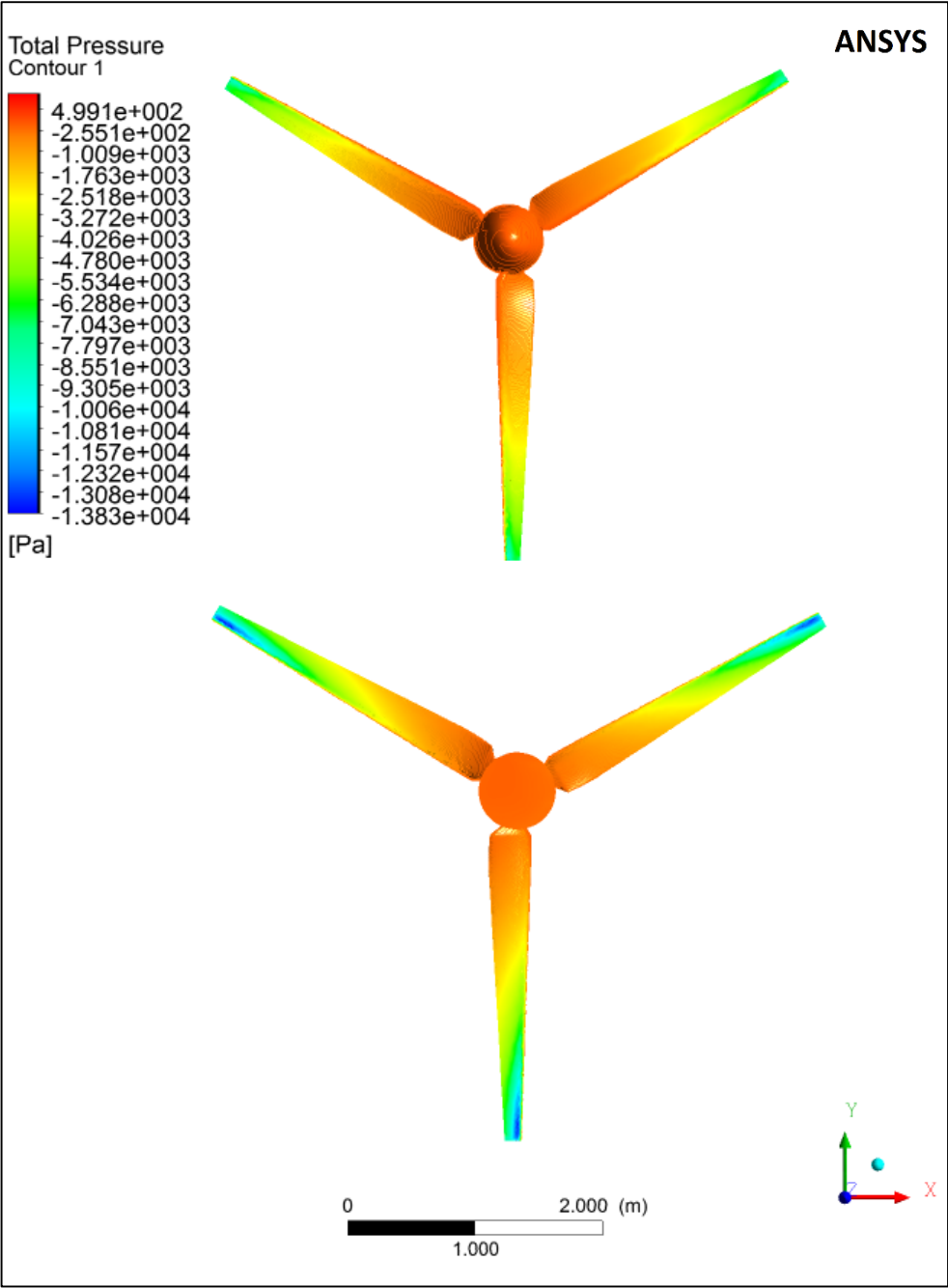


Figura 2.15. Presión actuante sobre la hélice (vistas frontal y posterior).
(Fuente: Elaboración propia)

Campo de velocidades y líneas de flujo

En la figura 2.16 se observa los planos en donde se verá el campo de velocidades en una pala. Este campo es comparable con lo que se podría obtener teóricamente o experimentalmente. Se aprecia que en el extradós la velocidad aumenta considerablemente, mientras que en el intradós es mucho menor y en la figura 2.18 se aprecia en detalle las presiones totales sobre un perfil aerodinámico.

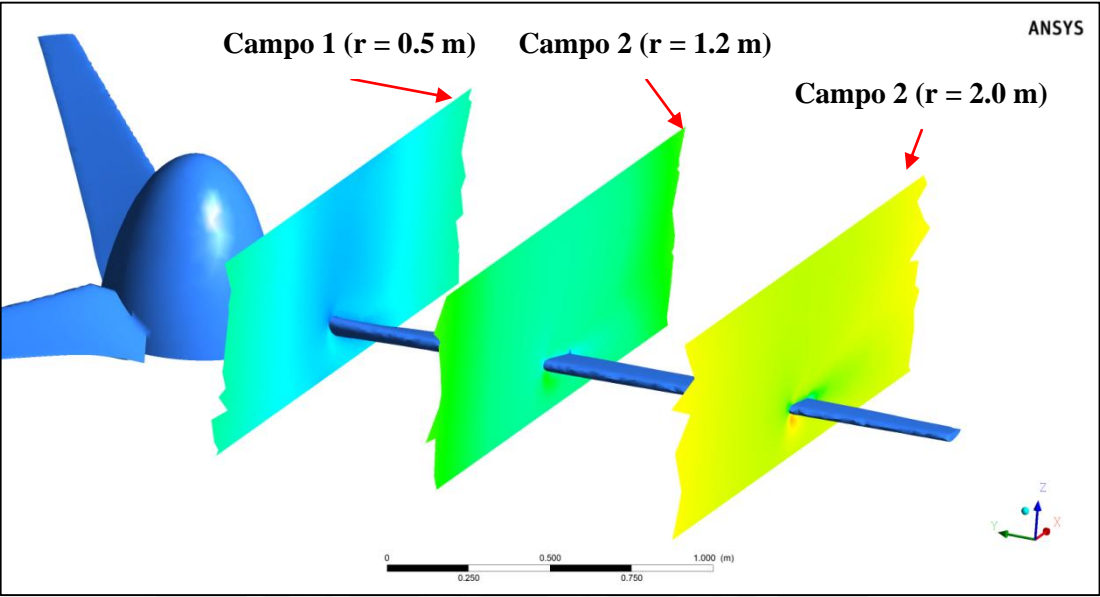


Figura 2.16. Campos de velocidades en la pala.
(Fuente: Elaboración propia)

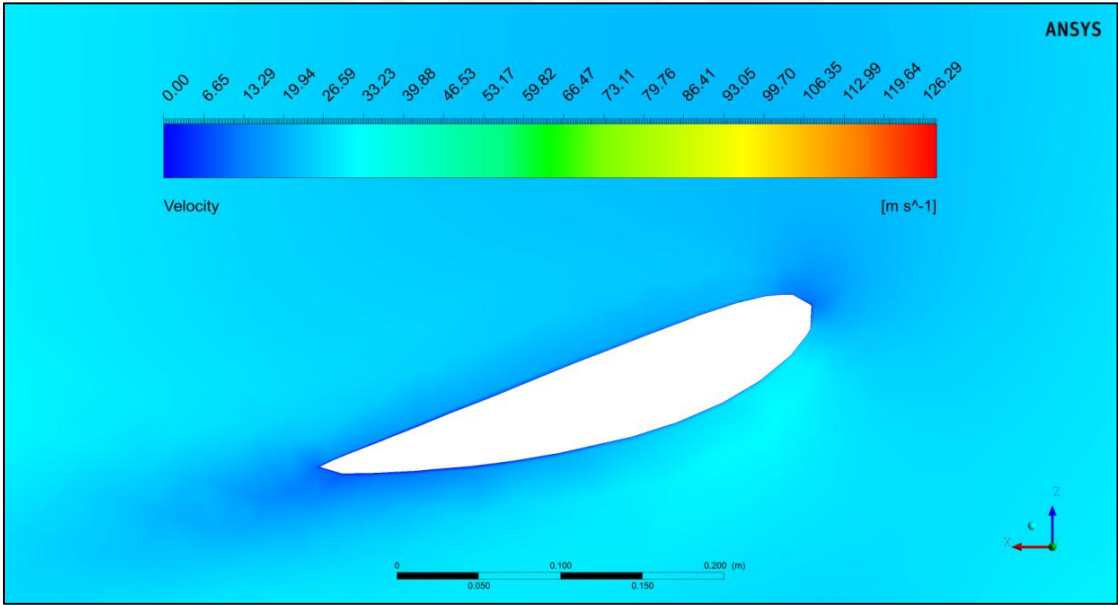


Figura 2.17. Campo de velocidades en plano de corte Y – Z ($r = 0.5\text{ m}$).
(Fuente: Elaboración propia)

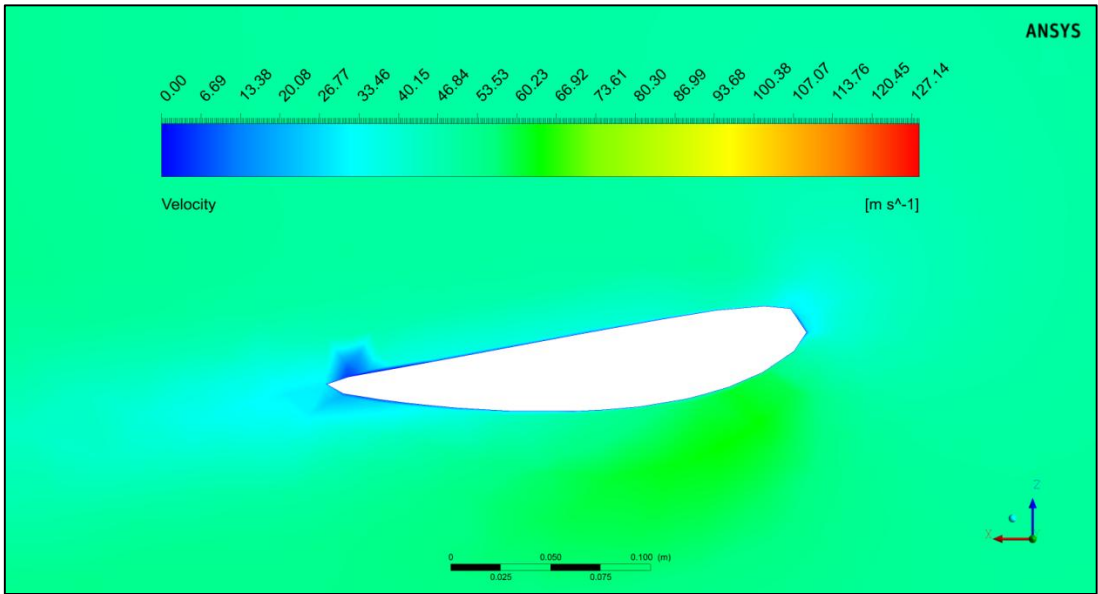


Figura 2.18. Campo de velocidades en plano de corte Y – Z ($r = 1.2$ m).
(Fuente: Elaboración propia)

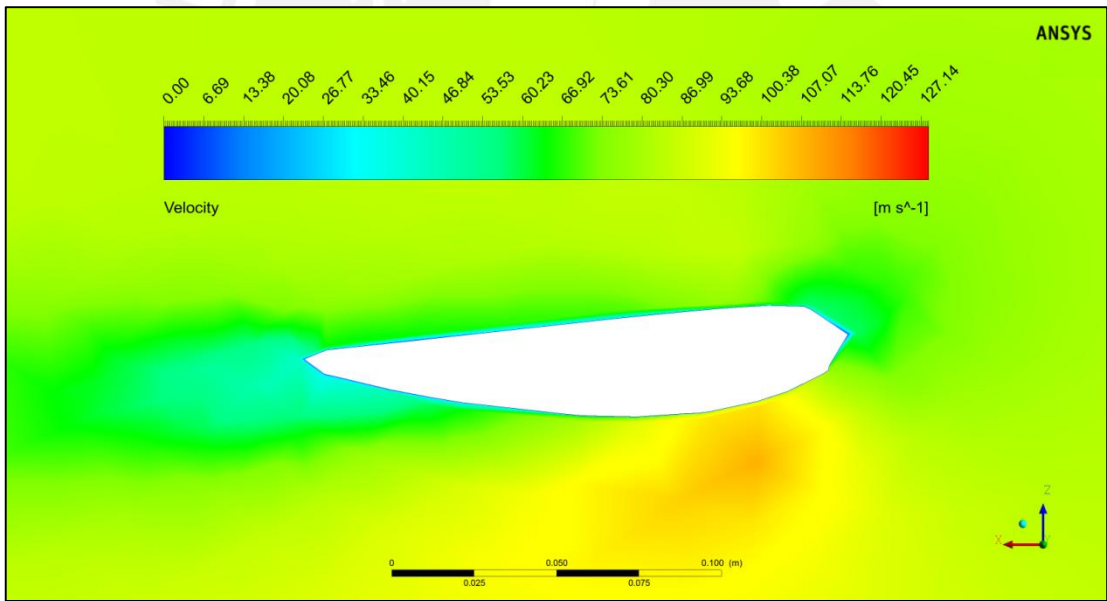


Figura 2.19. Campo de velocidades en plano de corte Y – Z ($r = 2.0$ m).
(Fuente: Elaboración propia)

En las figuras 2.20, 2.21 y 2.22 se muestran las líneas de flujo del aire y su paso a través de la hélice del aerogenerador. Se puede apreciar que estas líneas tienen un comportamiento lógico, semejante al que se podría obtener de un modelo teórico ideal.

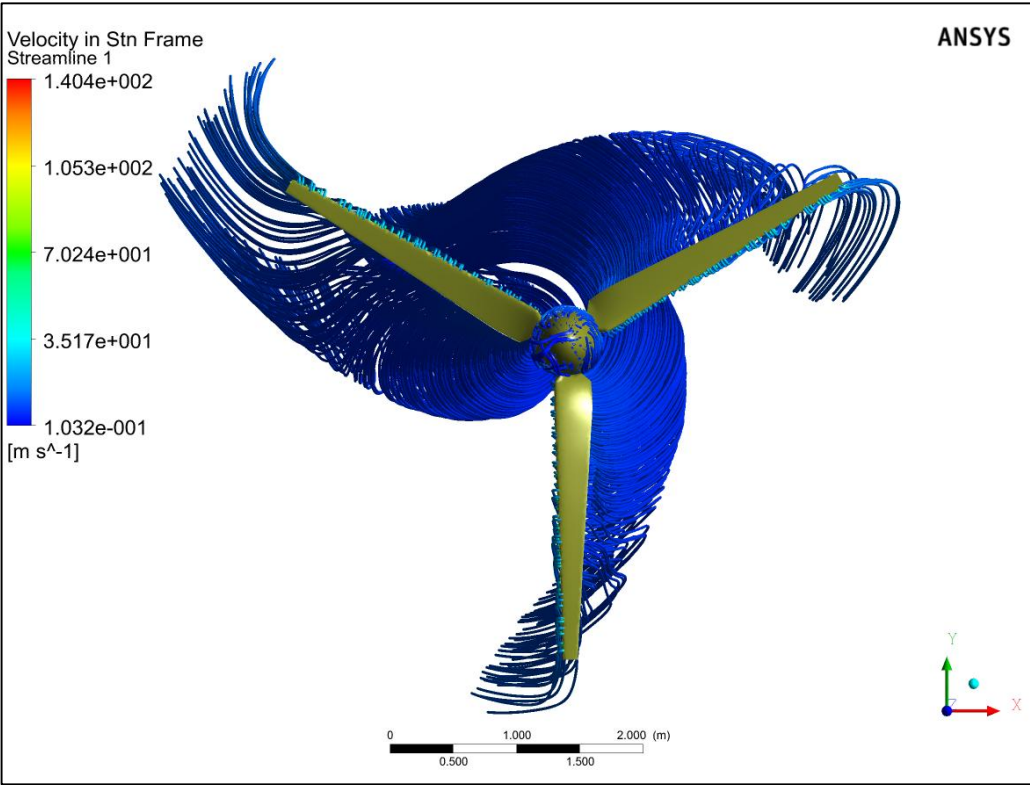


Figura 2.20. Líneas de flujo de aire – vista frontal.
(Fuente: Elaboración propia)

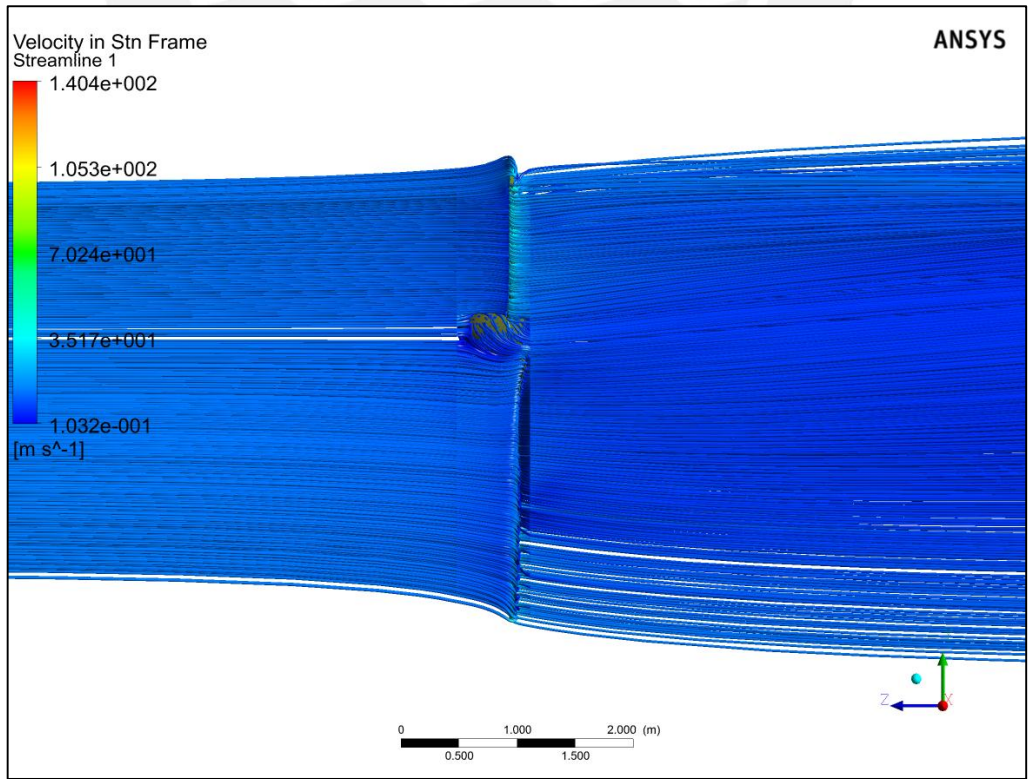


Figura 2.21. Líneas de flujo de aire – vista lateral.
(Fuente: Elaboración propia)

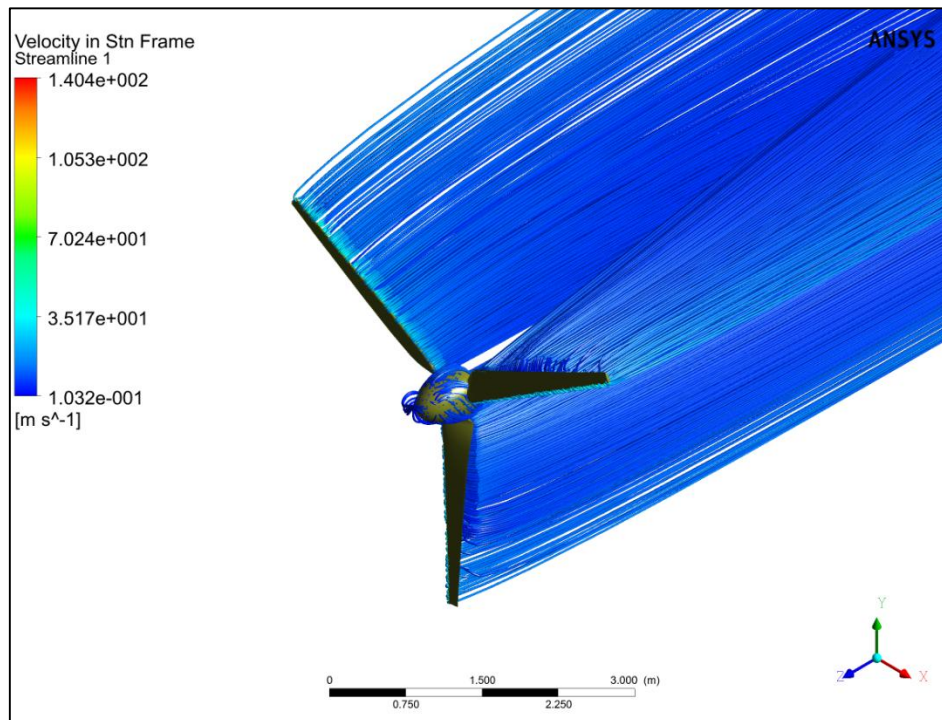


Figura 2.22. Líneas de flujo de aire - vista isométrica.
(Fuente: Elaboración propia)

2.3. Comprobación de simulación numérica

En este subcapítulo se trata sobre la comprobación de la simulación aerodinámica, con la finalidad de obtener el campo de presiones totales y hacer el análisis dinámico de las palas de la hélice del aerogenerador. Cabe resaltar que se hace la comprobación mediante dos formas. La primera basada en el patrón de flujo externo que se presenta en un aerogenerador y el segundo basado en la potencia que genera el aerogenerador (toque generador y velocidad de rotación en condiciones extremas de operación) a partir de la energía cinética del viento. A continuación se mencionará más a detalle las dos formas de comprobación de la simulación aerodinámica.

2.3.1. Comprobación según patrón de flujo externo

Existen estudios basados en métodos experimentales en los cuales se puede apreciar el patrón de flujo externo que se presenta cuando el viento incide sobre los perfiles aerodinámicos de las palas. El objetivo de comprobar mediante este método es que la pala del aerogenerador tenga la geometría correcta para que pueda formar el patrón de flujo externo en la hélice. A continuación se presenta la figura 2.23, la cual representa el patrón de flujo teórico, el cual se asemeja bastante a las figuras 2.20, 2.21 y 2.22.

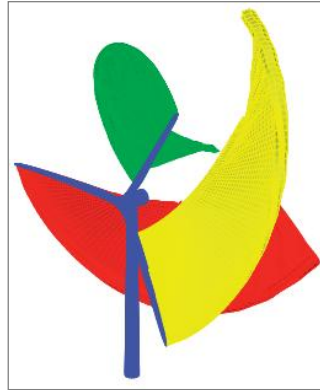


Figura 2.23. Patrón de flujo teórico.
(Fuente: Maza, Flores, Preidikman; 2012)

2.3.2. Comprobación según torque y potencia generada

Como se mencionó anteriormente, esta simulación aerodinámica está hecha para el caso **extremo de operación** ($V = 14 \frac{m}{s}$ y $\omega = 400 rpm$). Para verificar que esté bien hecha esta simulación se optó por realizar una simulación para las **condiciones nominales de operación** y así obtener el torque resistente. Teniendo el torque, la velocidad angular y la eficiencia del generador se calcula la potencia generada la cual debe acercarse a **3kW**.

$$\tau = 180 \text{ N.m} \quad (\text{Extraído de la simulación aerodinámica})$$

$$\omega = 31.42 \text{ rad/s} \quad (\text{Dato facilitado por la empresa})$$

$$\eta = 0.6 \quad (\text{Dato facilitado por la empresa})$$

$$P_M = \frac{\tau \cdot \omega \cdot \eta}{1000} \quad (\text{Resultado en kW})$$

$$P_M = \frac{180 \times 31.42 \times 0.6}{1000}$$

$$P_M = 3.4 \text{ kW} \quad (\Delta = 11.7 \%)$$

De la simulación aerodinámica se determina el torque sobre todas las caras exteriores de la hélice (las mismas utilizadas para la condición de contorno de pared), obteniéndose el valor de 273 N·m. Con este valor de torque, la velocidad de giro de 400 r.p.m. y considerando una eficiencia total del 60% (dato facilitado por la empresa Waira) se obtiene una potencia máxima de 6.86 kW. Si bien este valor es más del doble de la potencia nominal de diseño (estimada en 3 kW), se considera que es un valor razonable, dado que se trata de condiciones extremas de funcionamiento. Además, en resultados experimentales se ha visto que la potencia real generada alcanza valores de 4 kW.

CAPITULO 3

ANÁLISIS ESTRUCTURAL ESTÁTICO

3.1. Introducción

El presente capítulo está basado en el análisis estructural de la hélice usando material isotrópico y material ortotrópico para las condiciones extremas de operación.

En el primer subcapítulo se realiza el análisis utilizando un material isotrópico, considerando propiedades elásticas y mecánicas promedio. Se realiza la simulación numérica usando el software ANSYS MECHANICAL para obtener los esfuerzos principales, desplazamientos totales, desplazamientos direccionales, y el factor de seguridad de la hélice. Luego se procedió a realizar cálculos analíticos usando la teoría de resistencia de materiales con la finalidad de obtener los esfuerzos principales en la zona crítica de la hélice y con estos valores determinar su factor de seguridad. Posteriormente, se verificó la simulación numérica, comparando los factores de seguridad obtenidos (simulación numérica y analítico) según la teoría del máximo esfuerzo normal (Rankine).

En el segundo subcapítulo se realiza el análisis estructural utilizando el material real (compuesto ortotrópico). Se realiza la simulación numérica usando el software ANSYS MECHANICAL para obtener los esfuerzos normales direccionales, desplazamientos direccionales y desplazamiento total. Luego se calcula el factor de seguridad mínimo con el cual trabaja la hélice en condiciones extremas de operación mediante la teoría de falla del esfuerzo máximo para materiales compuestos ortotrópicos. Posteriormente, se realizaron simulaciones para corroborar los resultados del solucionador del ANSYS MECHANICAL usando el software ANSYS APDL de dos casos (laminado simétrico y laminado antisimétrico). La verificación de estas simulaciones se realizó mediante cálculos analíticos usando la teoría clásica de laminado. Estas simulaciones utilizando ANSYS APDL y los respectivos cálculos analíticos se encuentran en el ANEXO 5.

Finalmente en el tercer subcapítulo se realiza una comparación de resultados entre la simulación numérica de la hélice usando material isotrópico y usando material ortotrópico.

3.2. Análisis estructural de la hélice usando material ISOTROPICO

El objetivo de realizar este análisis es contrastar y verificar los resultados obtenidos mediante simulación numérica usando ANSYS MECHANICAL y cálculos analíticos mediante la teoría de resistencia de materiales haciendo algunas simplificaciones que se explica en su respectivo subcapítulo. El dominio de interés para este análisis es la hélice del aerogenerador, es decir, la hélice sólida (Domo, Palas y núcleo). Del mismo modo que para la anterior simulación, la geometría del problema y algunos datos relevantes fueron dados por la empresa. Para fines de este análisis se realizan dos suposiciones importantes:

- En primer lugar, que los desplazamientos ocasionados en la estructura de la hélice, a causa de las vibraciones de la hélice no se consideran. En contraparte, las fuerzas provocadas a causa del giro de la hélice y a la energía del viento (campo de presiones obtenido de la simulación numérica usando ANSYS CFX) sí influyen significativamente en la estructura de la hélice.
- En segundo lugar, que las cargas que se aplican a la estructura de la hélice recogidas de la simulación aerodinámica previa (campo de presiones totales) son constantes en el tiempo.

3.2.1. Simulación numérica usando ANSYS MECHANICAL

La simulación numérica estructural se realiza usando ANSYS MECHANICAL siguiendo el procedimiento descrito en el ANEXO 1 de la presente tesis. A continuación, se describen todos los pasos mencionados en dicho procedimiento.

3.2.1.1. Definición del problema

Para realizar la simulación estructural estática se siguió las etapas descritas en el ANEXO 1, pasando desde el pre - procesamiento hasta el post - procesamiento.

3.2.1.2. Etapa de pre-procesamiento

De los planos proporcionados por la empresa, se pudo obtener la geometría de todo el aerogenerador, pero para fines productivos de esta tesis solo se tomó en cuenta la información concerniente a la hélice del aerogenerador.

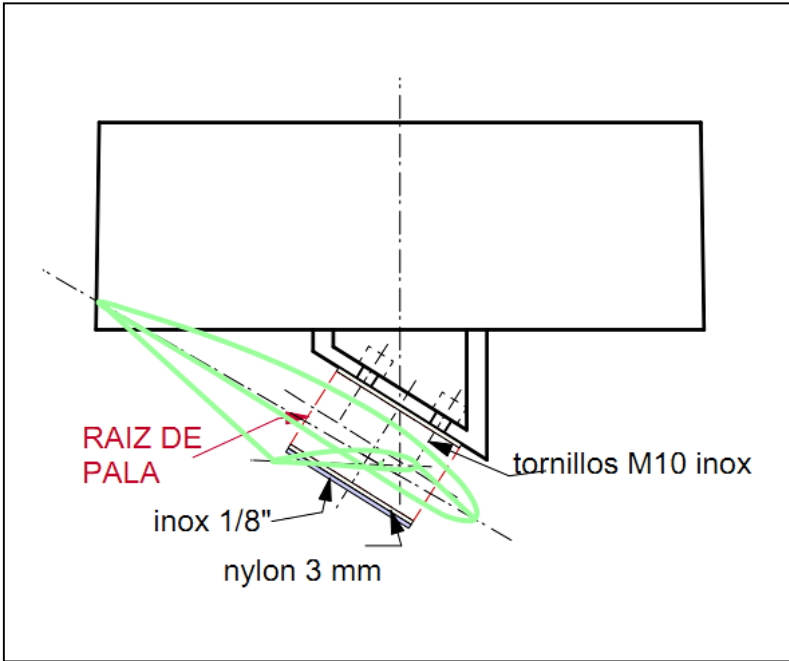


Figura 3.1. Unión entre la pala (raíz) y el núcleo.
(Fuente: Dato facilitado por la empresa Waira Energía S.A.C.)

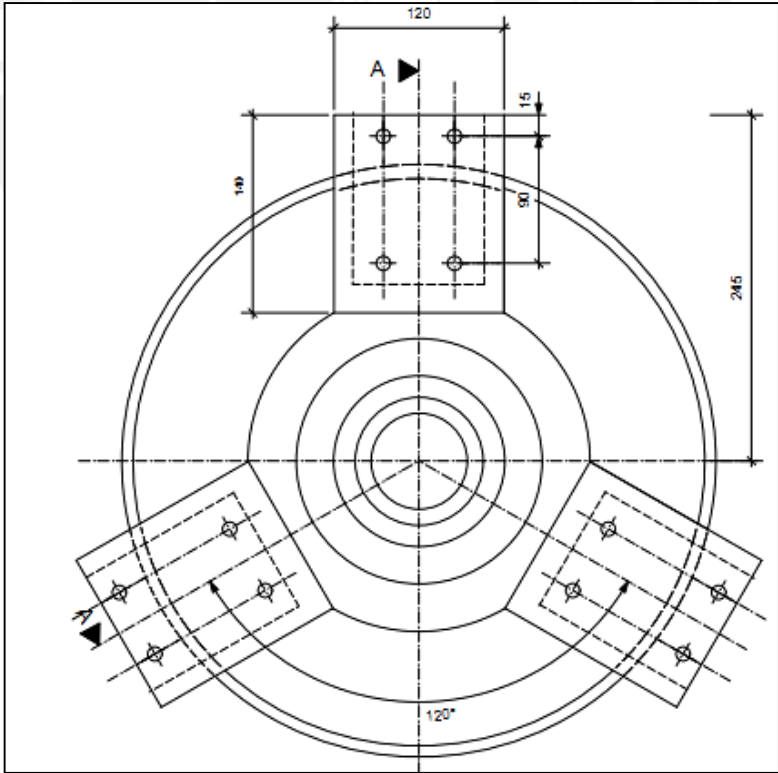


Figura 3.2. Plano del núcleo de la hélice.
(Fuente: Dato facilitado por la empresa Waira Energía S.A.C.)

La información inicial, relevante para esta simulación, fue proporcionada por la empresa y se muestra a continuación:

Tabla 3.1. Datos suministrados por la empresa.

Información	Pala	Núcleo
Material	Fibra de vidrio	Acero fundido (bajo carbono)
Proceso de fabricación	Laminado	Fundición
Espesor	7.0 mm (promedio)	-
Refuerzo(altura variable)	10 mm-1mm	-
Refuerzo (Ancho)	100 mm	-
Peso	8 kg	29.25 kg

Diseño CAD del modelo: Definición del dominio de interés

El diseño CAD del modelo se realizó en base al dominio de interés para la simulación estructural estática. Como se mencionó anteriormente, el dominio es la hélice

Para la elaboración del modelo geométrico necesario para el análisis se partió de las dimensiones principales de la hélice considerada en el estudio. Estas se pueden apreciar en la tabla 3.2 y el modelo CAD 3D correspondiente en la figura 3.3.

Tabla 3.2. Dimensiones principales de la hélice.

Partes	Dimensiones
Diámetro	D = 5 m
Longitud de las palas	L = 2.20 m
Espesor de fibras bidireccionales	e = 3 mm
Espesor de fibras unidireccionales	$e = (10 - 1 \text{ mm}) / \text{cada } 200 \text{ mm}$

En cuanto al material debe mencionarse que las palas de la hélice están fabricadas de fibra de vidrio bidireccional (80/20%) con resina epóxica y fibra de vidrio unidireccional con resina epóxica, lo que constituye un material no homogéneo y ortotrópico. Sin embargo, para efectos de la simulación numérica, se tomó un material homogéneo e isotrópico con las propiedades indicadas en la tabla 3.3.

Tabla 3.3. Propiedades del material.

Material	Fibra de vidrio
Densidad	1400 kg/ m ³
Módulo de elasticidad longitudinal	13.3 GPa
Módulo de elasticidad transversal	
Relación de Poisson	0.27
Esfuerzo de rotura	369 MPa

Adicionalmente, es importante aclarar las condiciones extremas de funcionamiento, bajo las cuales se realizaron las simulaciones de la hélice. En este sentido se consideró un régimen en estado estable, con una velocidad constante del viento, una velocidad

constante de rotación de la hélice sobre su propio eje y una velocidad constante de rotación de la hélice sobre el eje de la torre. Esta última velocidad de rotación es la que produce el efecto giroscópico sobre la hélice durante los cambios de dirección del viento. En la tabla 3.4 se recogen los valores de las variables que definen las condiciones extremas de funcionamiento de la hélice.

Tabla 3.4. Condiciones extremas de funcionamiento.

Partes	Dimensiones
Velocidad del viento	$V = 14 \text{ m/s}$
Velocidad de rotación de la hélice sobre su propio eje	$N1 = 400 \text{ r.p.m.}$
Velocidad de rotación de la hélice sobre el eje de la torre	$N2 = 100 \text{ r.p.m.}$

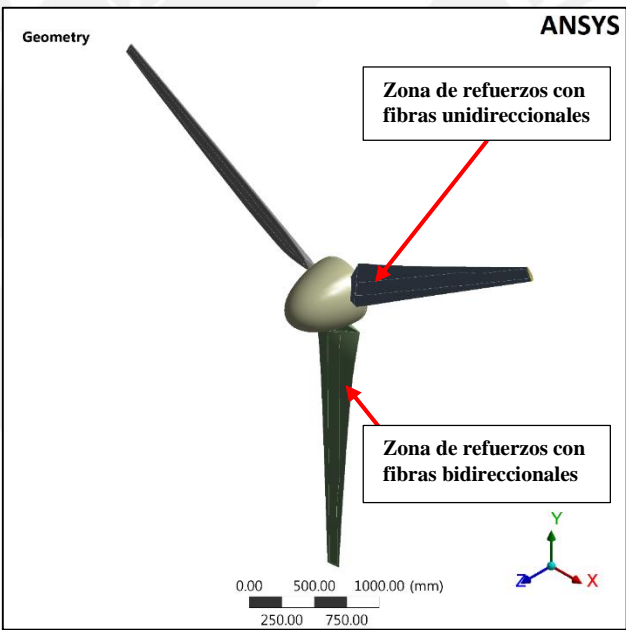


Figura 3.3. Modelo CAD 3D para análisis estructural estático lineal.
(Fuente: Elaboración propia)

La superficie exterior de la hélice utilizada en el análisis aerodinámico es idéntica a la utilizada en el análisis estructural, sin embargo debe señalarse que las palas de la hélice son elementos en forma de cáscara, con un espesor variable. Con la finalidad de que el comportamiento estructural de la hélice sea lo más real posible. En la figura 3.7 se puede apreciar el aspecto exterior del modelo de la hélice, en el que se resalta la zona correspondiente a los refuerzos de fibra de vidrio unidireccional, que a su vez tiene espesor variable, tanto en el intradós como en el extradós de las palas.

Para construir las palas se preparan por separado el extradós del intradós, colocando primeramente fibra de vidrio bidireccional hasta obtener un espesor constante de 3 mm, luego se adicionan interiormente los refuerzos de fibra de vidrio unidireccional y por último se pegan ambas partes. En la figura 3.4 se muestra en forma esquemática cómo están distribuidos escalonadamente los refuerzos unidireccionales en el extradós e intradós de las palas. El mayor espesor (10 mm) se ubica en la raíz de las palas y el menor espesor (1 mm) en las puntas. En la figura 3.5 se muestra como se modeló los espesores variables usando ANSYS MECHANICAL.

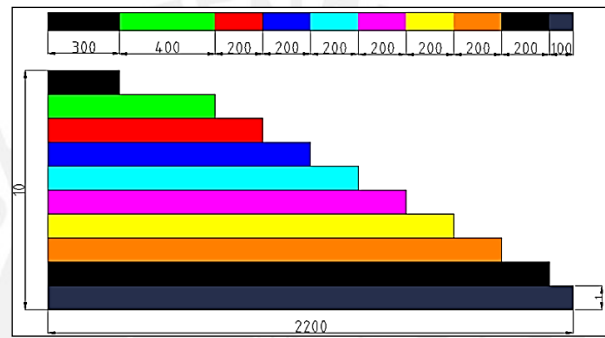


Figura 3.4. Detalle de la distribución de las fibras unidireccionales (vistas superior y de perfil).
(Fuente: Elaboración propia)

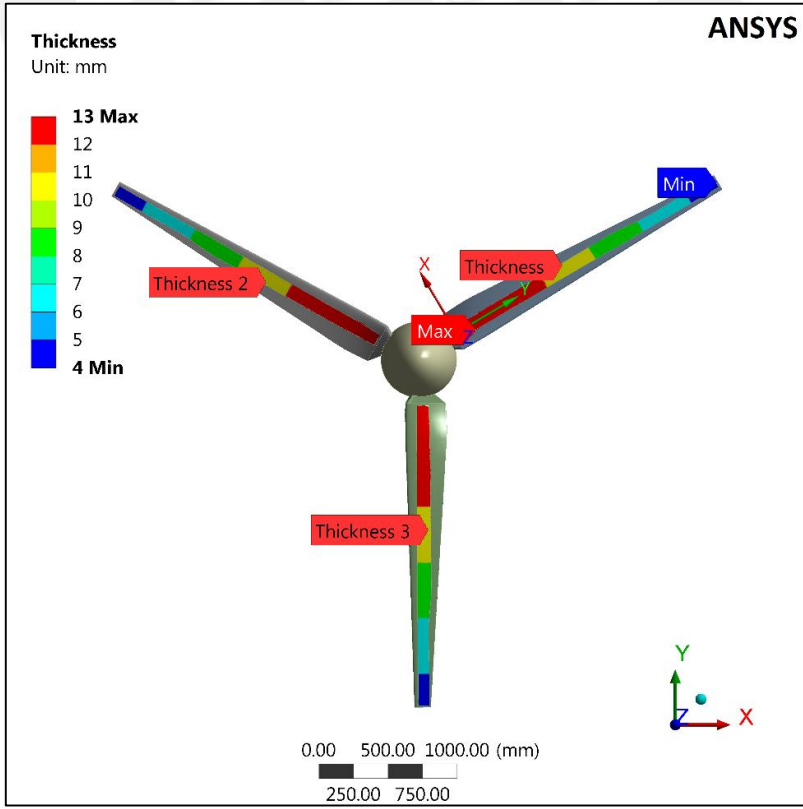


Figura 3.5. Modelamiento de los refuerzos en ANSYS MECHANICAL.
(Fuente: Elaboración propia)

Parámetros de mallado

A partir del modelo CAD, con el dominio sólido para el análisis, se realiza su discretización o mallado en el software ANSYS MECHANICAL, que no es más que sustituir la geometría inicial del dominio por una malla de elementos finitos. En este proceso de mallado se pueden utilizar diferentes técnicas y métodos para obtener elementos finitos de tamaño y calidad apropiados para el tipo de análisis a realizar. Los métodos de mallado utilizados fueron **Multizone Quad/Thi** y **Hex Dominant** con lo cual se crearon elementos cuadráticos (estos elementos se adaptan fácilmente a cualquier tipo de geometría complicada, como es este caso).

Para un mejor mallado se definieron los tamaños de elemento en algunas zonas:

- Tamaño promedio del elemento finito para las palas: 0.8 mm.
- Tamaño promedio del elemento finito para la raíz de las palas: 0.8 mm.
- El tamaño de los elementos finitos debe ser igual entre las palas y las raíces, para asegurar una buena precisión de los resultados.

En las figuras 3.6 y 3.7 se pueden apreciar los resultados del mallado del dominio sólido. Además, en la figura 3.7 se aprecia el mallado del fuselaje y los refuerzos de la pala. En la tabla 3.5 aparecen algunos datos estadísticos del mallado.

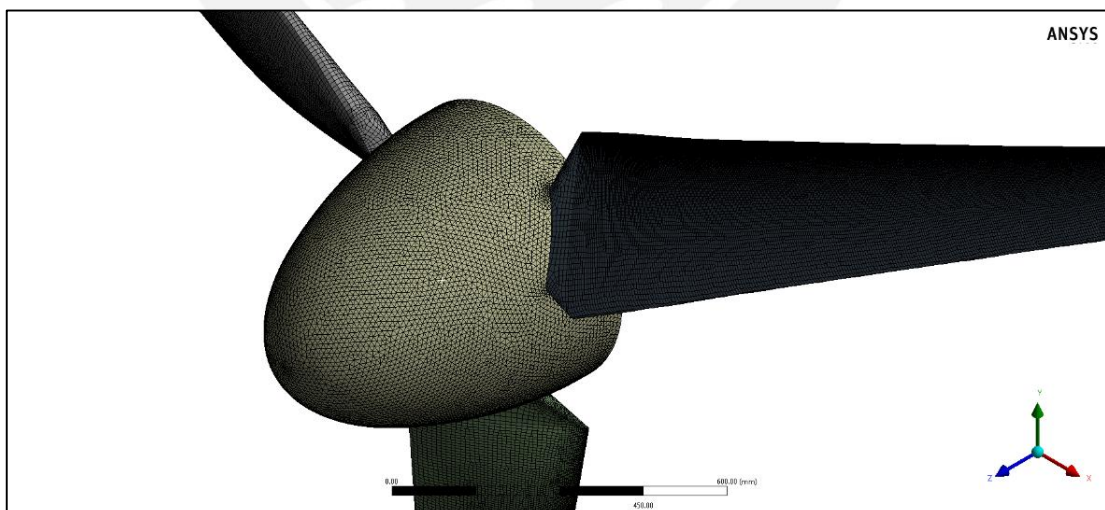


Figura 3.6. Mallado del dominio sólido de la hélice.
(Fuente: Elaboración propia)

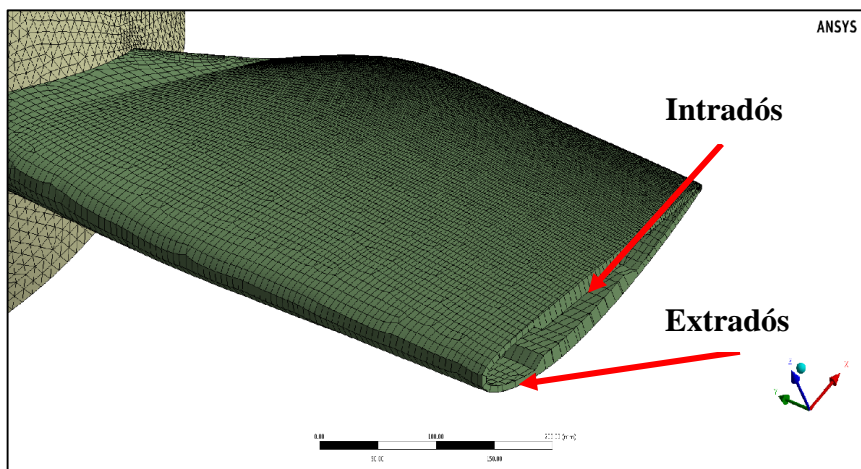


Figura 3.7. Detalle del mallado de la pala en el intradós y extradós del perfil.
(Fuente: Elaboración propia)

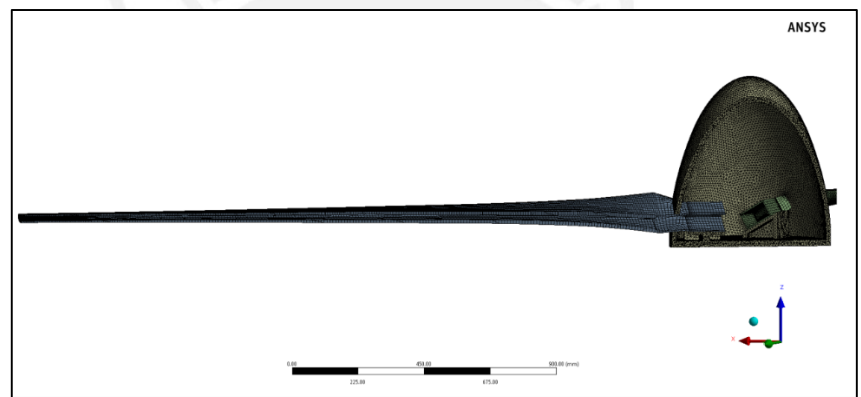


Figura 3.8. Mallado en plano de corte paralelo al plano X – Y.
(Fuente: Elaboración propia)

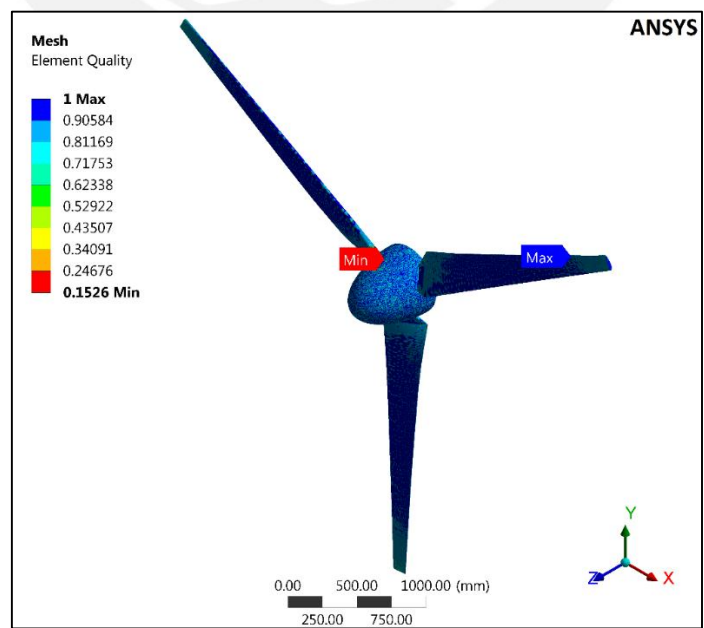


Figura 3.9. Calidad de elementos en toda la hélice.
(Fuente: Elaboración propia)

Tabla 3.5. Estadísticas del mallado en ANSYS MECHANICAL.

Estadísticas de mallado	
Tipo de elemento	Hexahédricos
Cantidad de elementos	249065
Calidad de elementos	85,99%
Relación de aspecto	2.78
Calidad ortogonal	85,99%
Relación jacobiano	1,33

Parámetros de control de la simulación (condiciones de borde)

En la simulación FSI realizada, Se asumirá el comportamiento elástico lineal, es decir, se cumple la ley de Hooke. Las condiciones de borde que se utilizó para esta simulación son las siguientes:

- **Condición de soporte elástico:** El *Elastic Foundation Stiffness* (EFS) especifica la rigidez de un resorte por unidad de área que actúa en dirección normal a la cara seleccionada. El EFS se calcula de forma diferente si es una cara plana o no plana

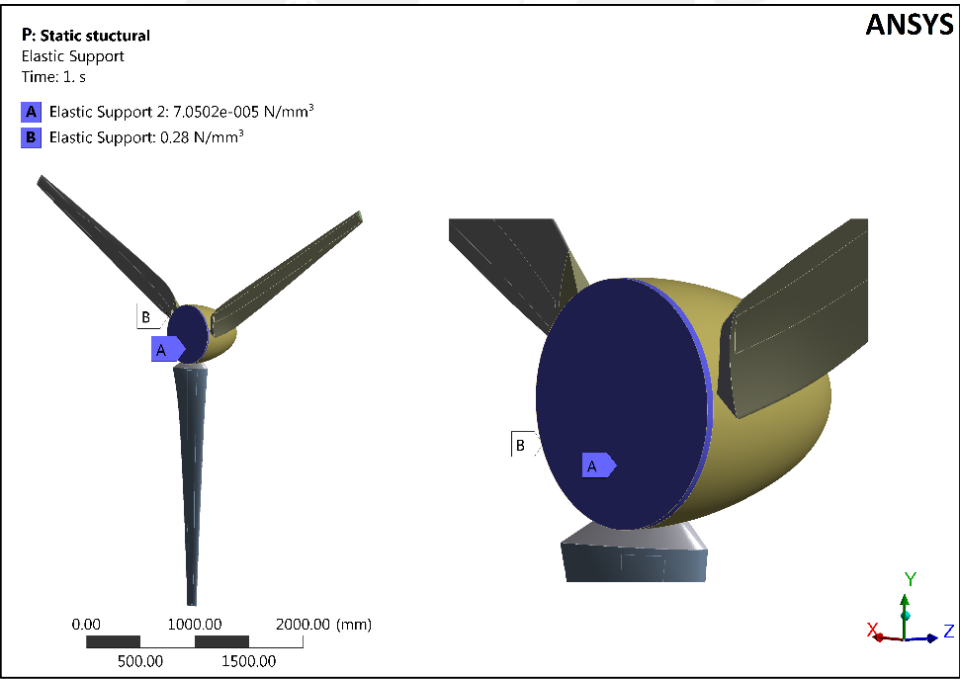


Figura 3.10. Condición de soporte elástico longitudinal y radial.
(Fuente: Elaboración propia)

Para cara plana: Teniendo la $F = 1675\text{ N}$, $x_{efs} = 100\text{ mm}$ [16]. El área seleccionada se calcula en ANSYS, entonces el $Area = 237580\text{ mm}^2$.

$$x_{efs} = \frac{F}{k_{efs}} = \frac{F}{EFS \cdot Area}$$
$$EFS = \frac{F}{x_{efs} \cdot Area} \therefore EFS = 0.070502 \frac{kN}{mm^3}$$

Para cara no plana: Teniendo la $F = 5000 \text{ N}$, $x_{efs} = 1 \text{ mm}$ [16]. El área seleccionada en ANSYS define dos parámetros, $r = 275 \text{ mm}$ y $h = 20 \text{ mm}$

$$k_{efs} = EFS \int \cos^2(\theta) dA$$

$$k_{efs} = EFS \int_0^{2\pi} \cos^2(\theta) \cdot r \cdot h \cdot d\theta$$

$$k_{efs} = EFS \cdot r \cdot h \cdot \pi \therefore EFS = 0.2894 \frac{\text{N}}{\text{mm}^3}$$

- **Efecto de gravedad para todo el sistema:** En la realidad todo el sistema esta sometido a las fuerzas gravitacionales. Es por ellos que también se toma como una condición de borde la aceleración de la gravedad, como se aprecia en la figura 3.11.

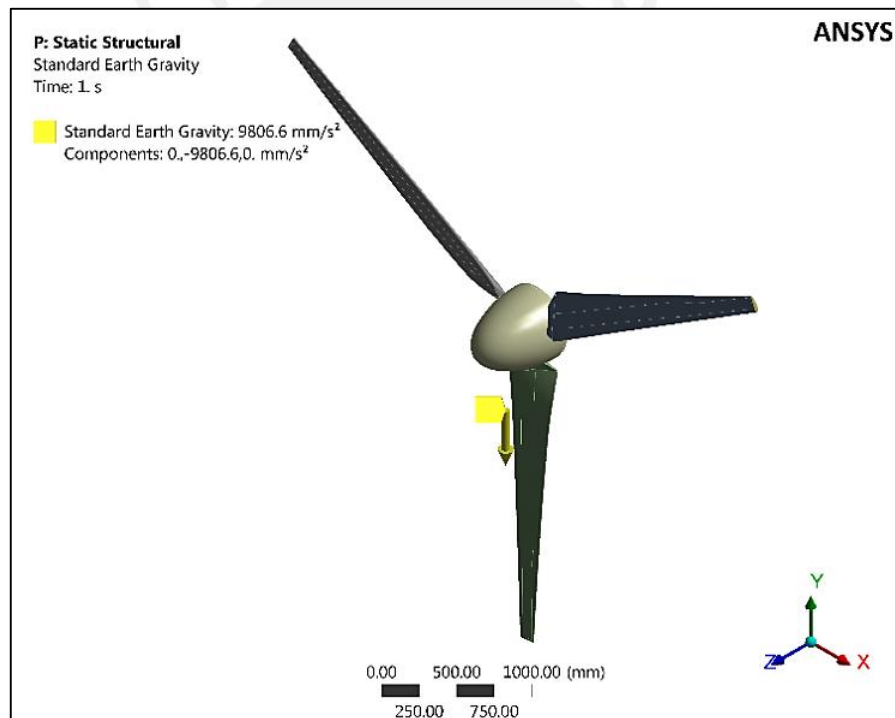


Figura 3.11. Aplicación de la aceleración de gravedad
(Fuente: Elaboración propia)

- **Campo de presiones totales proveniente de la simulación aerodinámica previa:** Esta condición de borde es la primordial para evaluar los esfuerzos y desplazamientos que se producen en el sistema debido al efecto aerodinámico. Se importa el campo de presiones a través de las interfaces creadas en la simulación aerodinámica (condición de pared en las superficies de la hélice) y se interpolan de acuerdo a los elementos que existen en la superficie del sólido. En la figura 3.12 se muestra el campo de presiones.

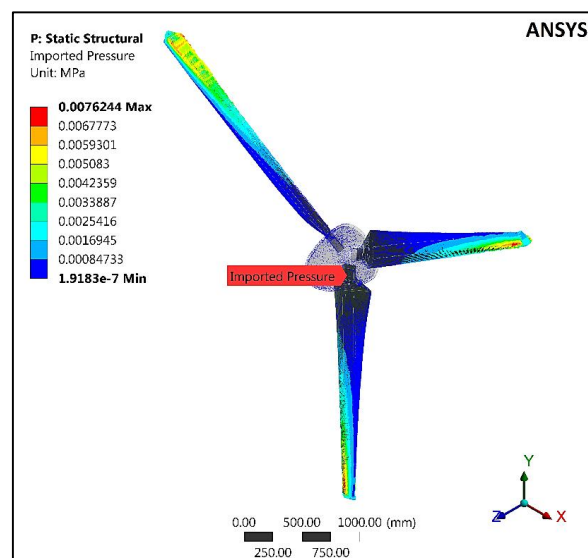


Figura 3.12. Campo de presiones que actúa sobre la hélice.
(Fuente: Elaboración propia)

- **Efecto centrífugo y giroscópico:** La velocidad de rotación de la hélice sobre su propio eje (eje horizontal Z) produce un efecto centrífugo importante que se suma a los efectos aerodinámicos (campo de presiones), para ello se impone la velocidad de rotación en condiciones extremas de operación igual a 400 r.p.m. Adicionalmente, durante el funcionamiento del aerogenerador el viento experimenta cambios de dirección, lo cual exige que la hélice deba reorientarse hacia la nueva dirección, girando sobre el eje de la torre (eje vertical Y) a una velocidad que se ha considerado constante para los efectos del presente estudio, con un valor de 100 r.p.m. Es la combinación de estas dos velocidades lo que genera un momento giroscópico que se debe considerar en el análisis. Esta condición de contorno se aprecia en la figura 3.13.

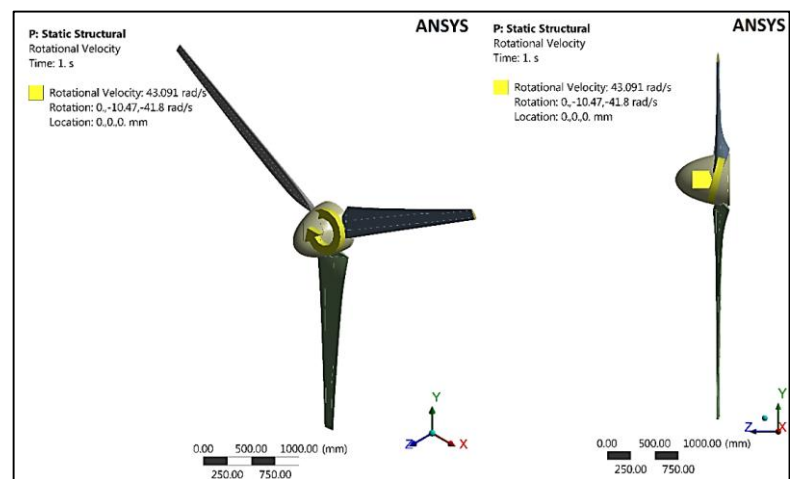


Figura 3.13. Velocidad de rotación con sus componentes horizontal Z y vertical Y.
(Fuente: Elaboración propia)

3.2.1.3. Etapa de solución

En esta etapa se resuelven las ecuaciones de equilibrio del sistema y se determinan los desplazamientos de todos los nodos, y con ello los esfuerzos y desplazamientos.

3.2.1.4. Etapa de post - procesamiento

En esta etapa se obtienen, visualizan y analizan los resultados de la simulación estructural estática lineal. Específicamente se determinan los desplazamientos y esfuerzos que se presentan en la hélice bajo la acción de todas las condiciones de contorno especificadas. Los resultados se pueden evaluar en forma cuantitativa y cualitativa para el entendimiento de los fenómenos involucrados. Finalmente se calcula el factor de seguridad para la hélice a partir de los esfuerzos determinados en la simulación.

Distribución de esfuerzos de esfuerzos principales máximos

En la figura 3.14 se aprecia la distribución de esfuerzos de principales, donde el domo no soporta grandes esfuerzos. También son las palas las que soportan casi en su totalidad las fuerzas y el momento torsor. La raíz de las palas está propensa a la falla, ya que al no poseer un perfil aerodinámico, funciona como un concentrador de tensiones, es por ello que en esa zona se produce también esfuerzos grandes debido a los efectos de vórtices. Estos esfuerzos alcanzan un valor máximo de 317.74 MPa. Lo cual es menor al esfuerzo de rotura 369 MPa.

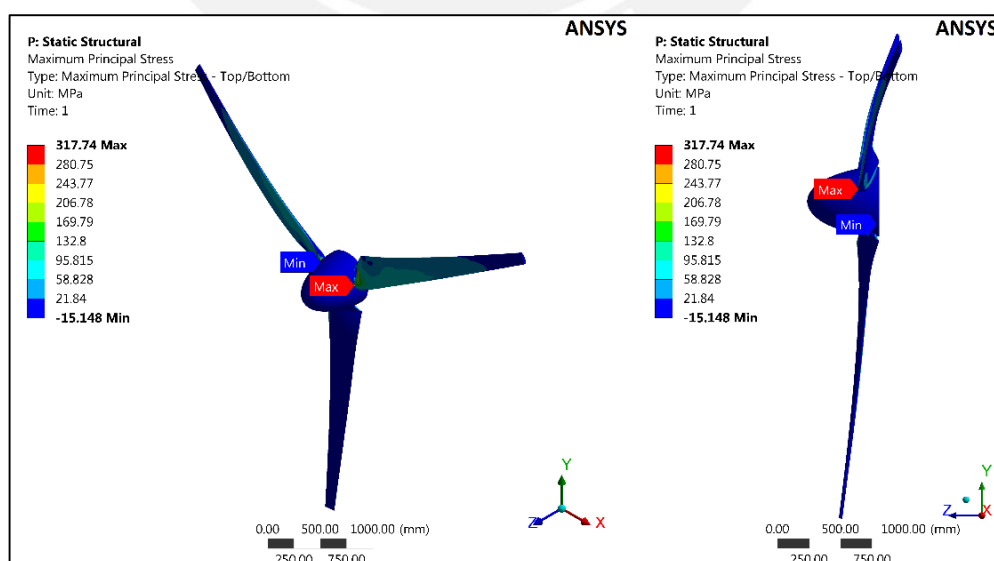


Figura 3.14. Distribución de esfuerzos para hélice usando material isotrópico.
(Fuente: Elaboración propia)

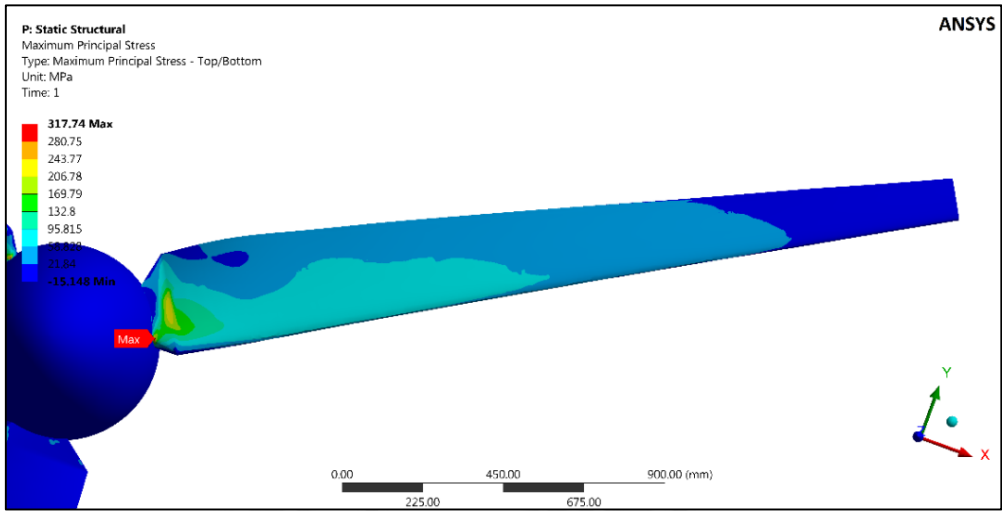


Figura 3.15. Detalle 1 de la raíz de la pala de la hélice usando material isotrópico.
(Fuente: Elaboración propia)

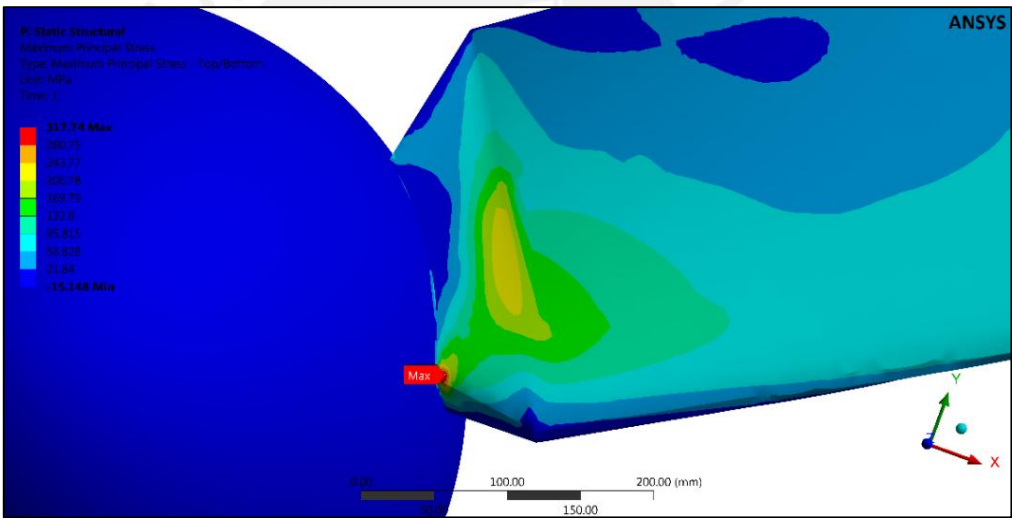


Figura 3.16. Detalle 2 de la raíz de la pala usando material isotrópico.
(Fuente: Elaboración propia)

La tabla 3.6 muestra los esfuerzos máximos y el factor de seguridad

Tabla 3.6. Esfuerzo máximo y factor de seguridad para condición extrema de operación

Simulación aerodinámica	Esfuerzo máximo (MPa)
400 r.p.m.	318
Factor de seguridad	1.16

Se aprecia que los factores de seguridad aseguran un buen funcionamiento del sistema. El factor de seguridad más crítico es 1.16 aproximadamente, con lo cual se asegura que el sistema opera de manera segura.

Desplazamientos totales y direccionales de la hélice

En las figuras 3.17 y 3.18 se aprecian los desplazamientos totales y axiales, siendo la máxima deformación total de 586 mm y el desplazamiento axial de 572 mm. De este resultado se aprecia que los desplazamientos radiales no son significativas. Por otro lado los desplazamientos no son simétricas debido a que el efecto giroscópico produce un momento flector sobre las palas, que en el caso de la pala vertical es contrario al momento flector producido por el campo de presiones, y se compensan. Mientras que en las palas ubicadas en la parte superior ambos efectos se suman.

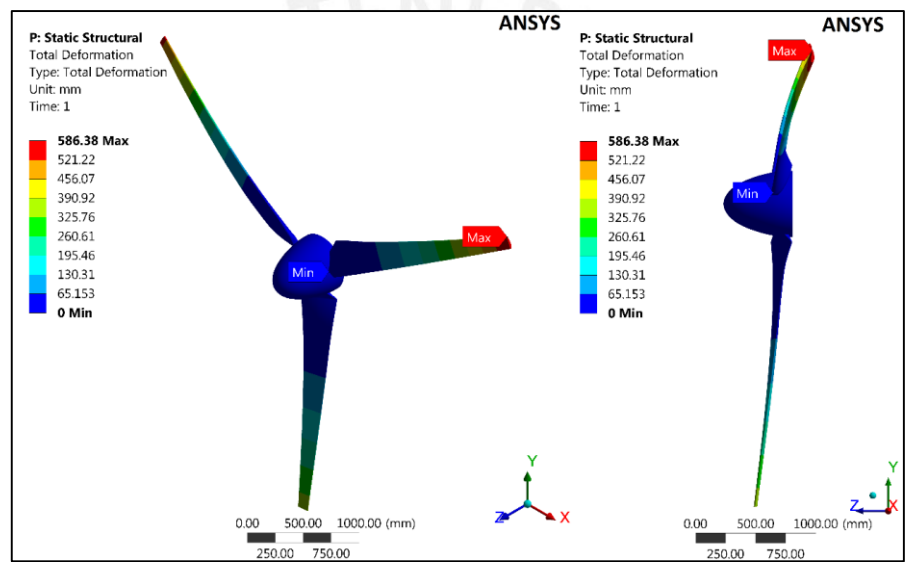


Figura 3.17. Distribución de desplazamientos totales en la hélice usando material isotrópico.
(Fuente: Elaboración propia)

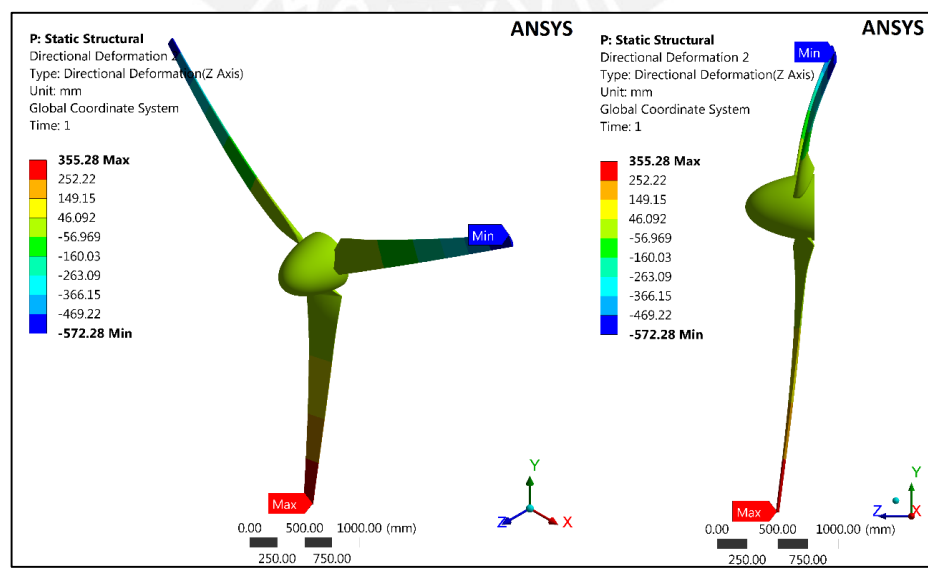


Figura 3.18. Distribución de desplazamientos axiales en la hélice usando material isotrópico.
(Fuente: Elaboración propia)

Con relación al desplazamiento radial, se aprecia claramente en los figura 3.19, que la deformación no es simétrica a pesar de que la hélice si lo es en su totalidad, esto se debe a que existe una velocidad de rotación de la hélice sobre el eje de la torre, el cual genera un momento giroscópico. La deformación máxima es de 9.15 mm.

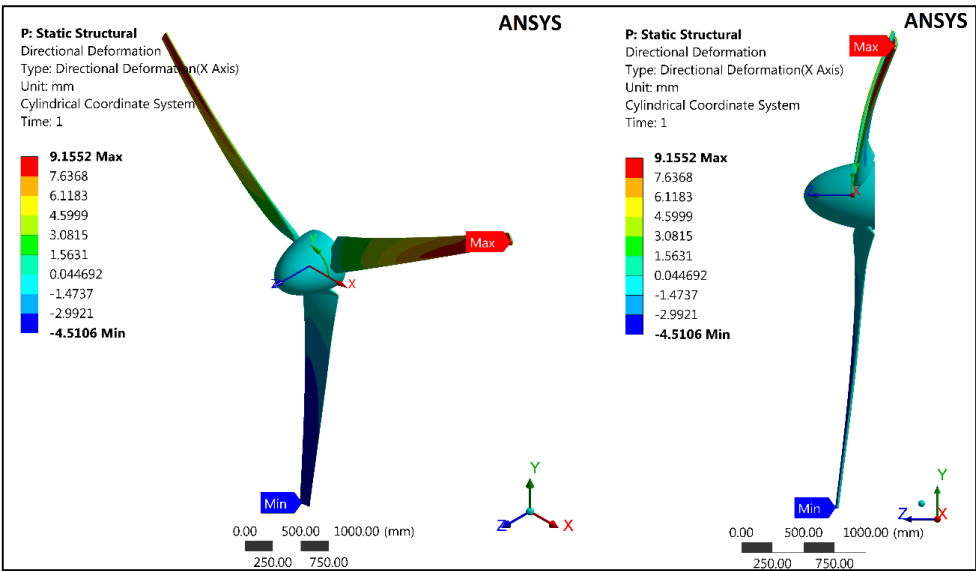


Figura 3.19 Distribución de desplazamientos radiales en la hélice.
(Fuente: Elaboración propia)

Zona crítica factor de seguridad de la hélice

En la figura 3.20 se muestran los esfuerzos principales producidos en la hélice. Como se puede apreciar estos esfuerzos son mayores en la zona de la raíz de la pala, que funciona como un empotramiento, alcanzando un valor máximo promedio de 318 MPa. Por otro lado en la figura 3.21 se muestra la distribución del factor de seguridad en la hélice.

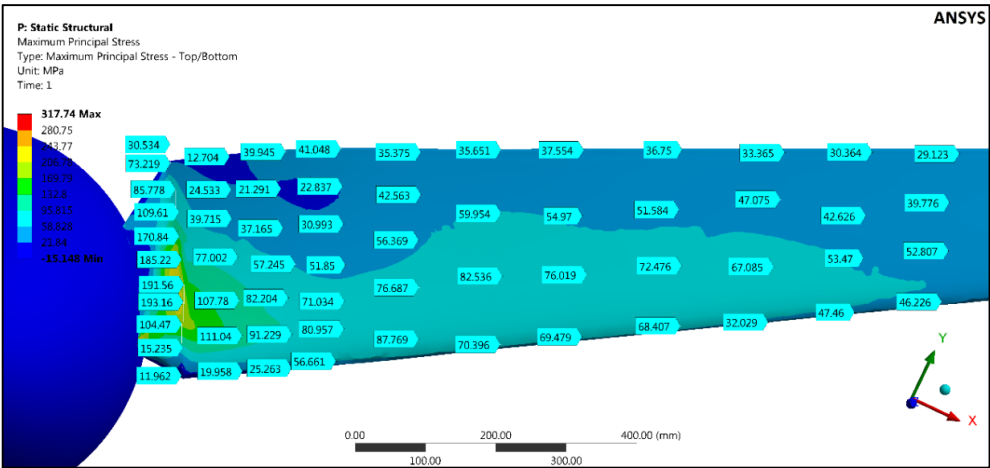


Figura 3.20. Zona crítica de la hélice en la raíz de la pala usando material isotrópico.
(Fuente: Elaboración propia)

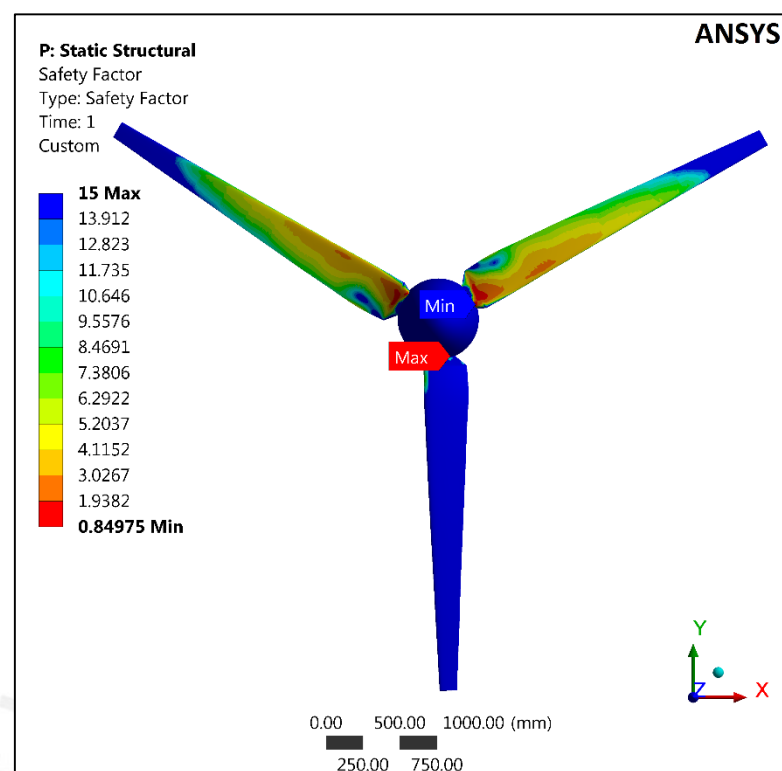


Figura 3.21. Distribución del factor de seguridad en la hélice usando material isotrópico.
(Fuente: Elaboración propia)

Teniendo en cuenta el esfuerzo equivalente máximo determinado por la simulación y considerando las propiedades promedio del material indicadas en la tabla 3.3, se determina el factor de seguridad (F.S.) de la hélice como sigue:

$$F.S_{simulación} = \frac{\sigma_{Lim}}{\sigma_{Equivalente}} = \frac{369}{318} = 1.16$$

3.2.2. Cálculo analítico usando teoría de resistencia de materiales

En el presente sub capítulo se realiza los cálculos analíticos usando le teoría clásica de resistencia de materiales. Esto se hace para obtener los esfuerzos críticos que actúan sobre la hélice. La finalidad de realizar los cálculos analíticos es verificar la simulación FSI, comparándolos y obteniendo así errores permisibles. A continuación daré algunas consideraciones y suposiciones para realizar los cálculos con la finalidad de simplificarlos

3.2.2.1. Consideraciones previas al cálculo

Los cálculos analíticos se realizaron teniendo las siguientes consideraciones y suposiciones.

- El comportamiento del material es linealmente elástico.
- Los cálculos de resistencia de materiales se realizó asumiendo que las palas de la hélice se comportan como vigas empotradas alrededor del rotor de la hélice.
- La consideración de la sección crítica se tomó en el extremo fijo, ya que se comporta como una viga empotrada.
- Se asume que el momento resultante y fuerzas resultantes (X, Y, Z) actúan en el conjunto de rotor y 3 palas, es decir la hélice, ya que en realidad también está compuesta por un eje principal (hélice real).
- Se desprecian los momentos y fuerzas resultantes que actúan sobre los ejes X e Y, ya que por efecto de modelamiento geométrico teórico deberían anularse, debido al equilibrio.
- La fuerza y momento resultantes sobre cada pala es igual (En la realidad existen ligeras variaciones de estos requerimientos).

3.2.2.2. Cálculos por resistencia de materiales

Como sabemos la velocidad del aire es muy variable, ya que depende en gran parte de la temperatura y factores ambientales del día a día. Para fines educativos y comprensión del análisis se tomará la velocidad en condiciones extremas de operación de la hélice para el análisis. A continuación se mostrará todos los efectos que se producen en la hélice en condiciones extremas de operación.

• Efecto Aerodinámico

A continuación presento una tabla donde se aprecia las fuerzas y momentos generados en la hélice en la simulación aerodinámica en condiciones extremas de operación.

Tabla 3.7. Fuerzas y momentos resultantes sobre el sistema.

	Velocidad extrema de operación (400 r.p.m.)		
Ejes	X	Y	Z
Fuerzas (N)	3.74	-9.97	-1675.47
Momentos (N.m)	-3.05	25.65	273.96

El signo negativo referencia el sentido de la fuerza y del momento respecto a cada eje.

- Efecto gravitacional

En la figura 3.22 se aprecia el efecto de gravedad sobre la palas. Cabe resaltar que no se dibuja la fuerza de gravedad que actúa en el domo, esto debido a que el domo al ser hueco y tener un espesor delgado siendo de fibra de vidrio no representa un peso significativo, el cual actuando en el centro de gravedad del mismo, generaría un momento flector en el eje X.

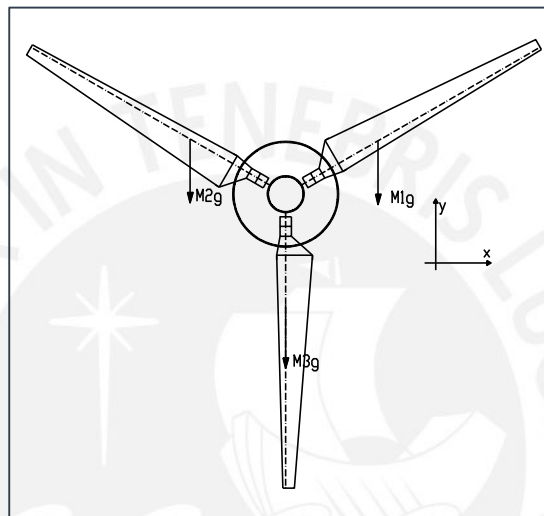


Figura 3.22. Esquema del efecto de gravedad sobre cada pala.
(Fuente: Elaboración propia)

Por otro lado en la realidad las palas tienen un peso distinto cada una de a la fabricación (laminado). Para fines de cálculos las masas de cada una es igual.

$$M_1 = M_2 = M_3 = 8\text{kg} \therefore \text{Peso} = 78.48 \text{ N}$$

El peso sobre cada pala actúa en el centro de masa. Con ayuda de un software calculamos el lugar exacto y así el radio medio (R_m). Siendo O el centro de la hélice.

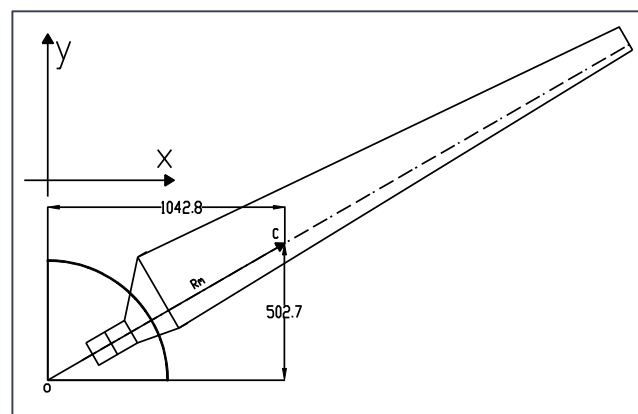


Figura 3.23. Detalle de coordenadas para determinar R_m .
(Fuente: Elaboración propia)

$X = 1042.8 \text{ mm}, Y = 502.7 \text{ mm}; \text{ entonces } R_m = \sqrt{1042.8^2 + 502.7^2} = \mathbf{1157.64 \text{ mm}}$

• **Efecto centrífugo**

Una de las fuerzas producidas debido a la rotación es la fuerza centrífuga. Esta es definida como la fuerza que tiende a que todos los cuerpos en rotación traten de alejarse de su eje. Otra fuerza que se genera es la fuerza centrípeta. Esta fuerza opuesta a la centrífuga hace que los componentes de un sistema en rotación traten de acercarse a su eje. La fuerza centrífuga es una de las fuerzas dominantes en el estudio de las palas rotativas.

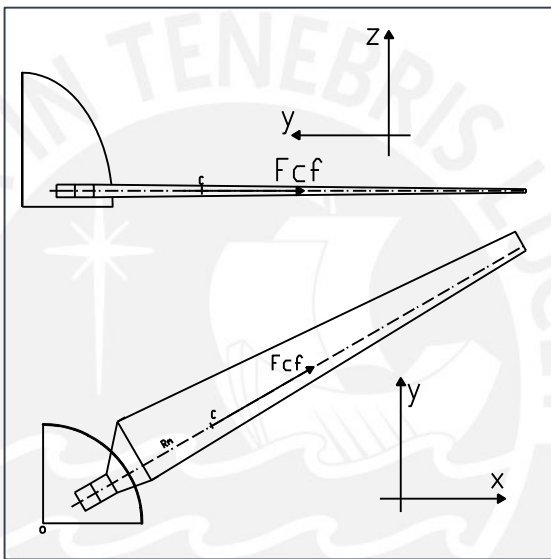


Figura 3.24. Fuerza centrífuga (F_{cf}) actuante sobre una pala.
(Fuente: Elaboración propia)

En la figura 3.24 se muestra en una vista lateral y una vista de planta la fuerza centrífuga de que actúa en el centro de masa a una distancia R_m de la pala debido a la rotación de la hélice. Esta fuerza se calcula de la siguiente manera y los resultados se pueden ver en la tabla 3.8.

$$\omega = \frac{2\pi \times N}{60} \ ; \ v = \omega \times R_m \ ; \ F_{cf} = \frac{M \times v^2}{R_m}$$

Tabla 3.8. Resultados de cálculos para fuerza centrífuga.

Radio medio (m)	1.16
Velocidad angular (r.p.m.)	400
Masa (kg)	8
Velocidad angular (rad/s)	41.89
Velocidad lineal (m/s)	48.59
Fuerza centrífuga (N)	16282.65

- Efecto giroscópico

El efecto giroscópico tiene lugar cuando un objeto sigue un movimiento rotacional alrededor de su propio eje con una velocidad angular ω , se le fuerza a girar también según otro eje perpendicular al anterior con una velocidad angular Ω .

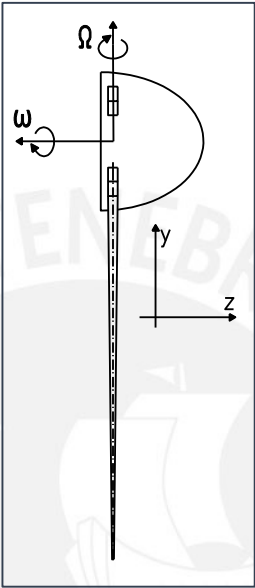


Figura 3.25. Vista lateral con velocidades en la hélice.
(Fuente: Elaboración propia)

En la figura 3.25 se aprecia solo una pala y el domo para poder visualizar las velocidades que se presentan en la hélice cuando trabaja en condiciones extremas. La velocidad omega Ω aparece en la hélice por instantes cortos de tiempo cuando esta se orienta en dirección axial del viento. Es ahí cuando el efecto giroscópico se hace presente en forma de un momento llamado momento giroscópico (M_{Gp}). Este momento tiene dirección perpendicular a las dos direcciones de las velocidades rotacionales (ω y Ω), por tanto tendrá dirección en X. En la tabla 3.9 se muestran los datos necesarios para el cálculo del momento giroscópico. Para el momento polar de inercia nos apoyamos de un software y así obtenerlo con exactitud.

$$M_{Gp} = I_O \cdot \omega \cdot \Omega$$

Tabla 3.9. Datos utilizados para el momento giroscópico.

I_O	3.45 kg. m ²
ω	41.89 rad 8/s
Ω	8 rad/s

$$\therefore M_{Gp} = 1156.16 \text{ N.m}$$

Cálculo de fuerzas y momentos internos en las palas

En esta sección se agrupan todos los efectos que se generan cuando la hélice opera en condiciones extremas (efecto aerodinámico, gravitacional, centrífugo y el giroscópico). Las fuerzas y momentos se calculan para cada pala. A continuación se muestra gráficamente como se calcularon las fuerzas que actúan en el centroide de cada pala para cada efecto.

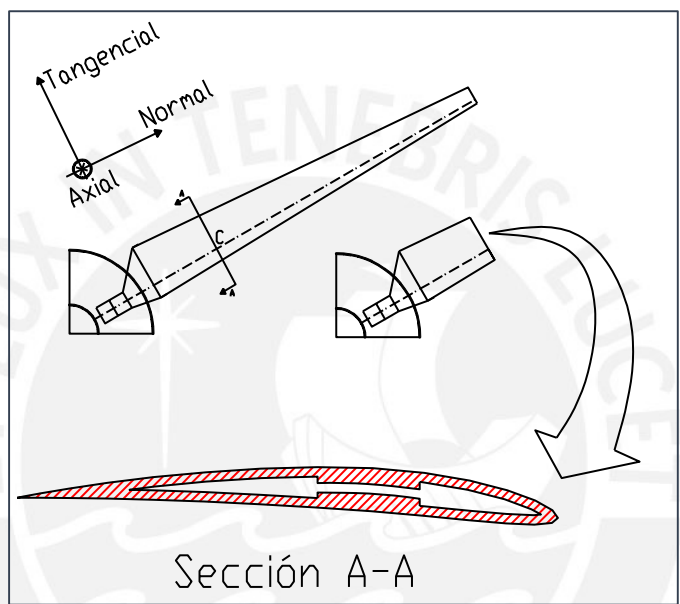


Figura 3.26. Sección donde se realizan las descomposiciones de fuerzas (centroide).
(Fuente: Elaboración propia)

- **Efecto gravitacional:**

Para efectos de facilitar el entendimiento al lector se presentan figuras para la pala 1 mostrando la descomposición de las fuerzas correspondiente a cada efecto.

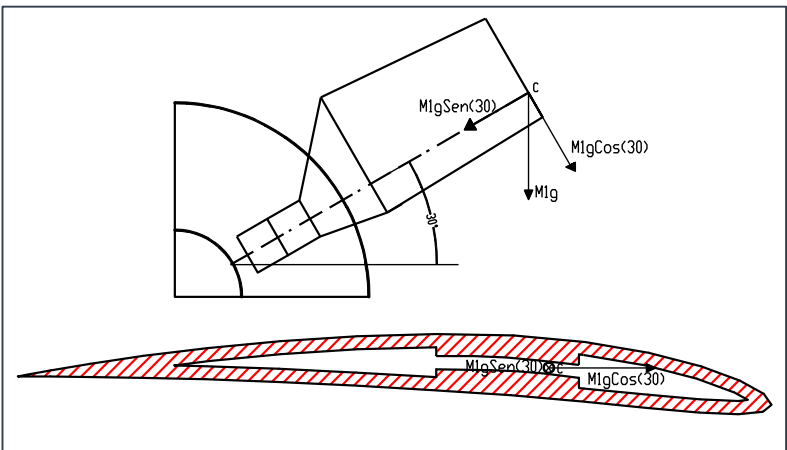


Figura 3.27. Descomposición del peso para la pala 1.
(Fuente: Elaboración propia)

- **Efecto aerodinámico:**

El efecto aerodinámico se realizó en ANSYS CFX, de donde se extrajo las cargas aerodinámicas. Estas cargas se pueden ver en la tabla 3.6 para las condiciones extremas de operación. Solo se toma en cuenta la fuerza momento resultante en el eje Z ya que las demás son residuales y no contribuyen de forma significativa. Ver figura 3.28.

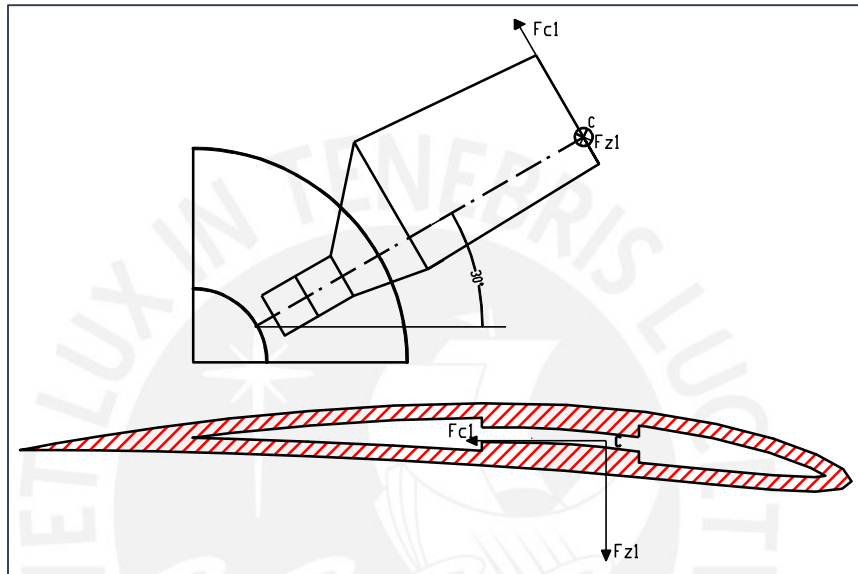


Figura 3.28. Descomposición de las fuerzas para efecto aerodinámico.
(Fuente: Elaboración propia)

A continuación se muestra los cálculos que se hicieron para obtener las fuerzas sobre cada para para el fenómeno aerodinámico.

- ✓ **Fuerza Fz1:**

$$F_{z1} = \frac{F_z}{3}$$

$$F_{z1} = \frac{1675.47}{3}$$

$$F_{z1} = 558.49 \text{ N}$$

- ✓ **Fuerza Fc (proveniente de Mz):**

$$F_c = \frac{M_z}{3 R_m}$$

$$F_c = \frac{273.96}{3 \times 1.16}$$

$$F_c = 78.88 \text{ N}$$

- **Efecto centrífugo:**

La fuerza centrífuga ya se calculó líneas atrás, por tanto solo mostraremos el DCL correspondiente. En la figura 3.29 se muestra la distribución de la fuerza centrífuga en la sección correspondiente al centroide.

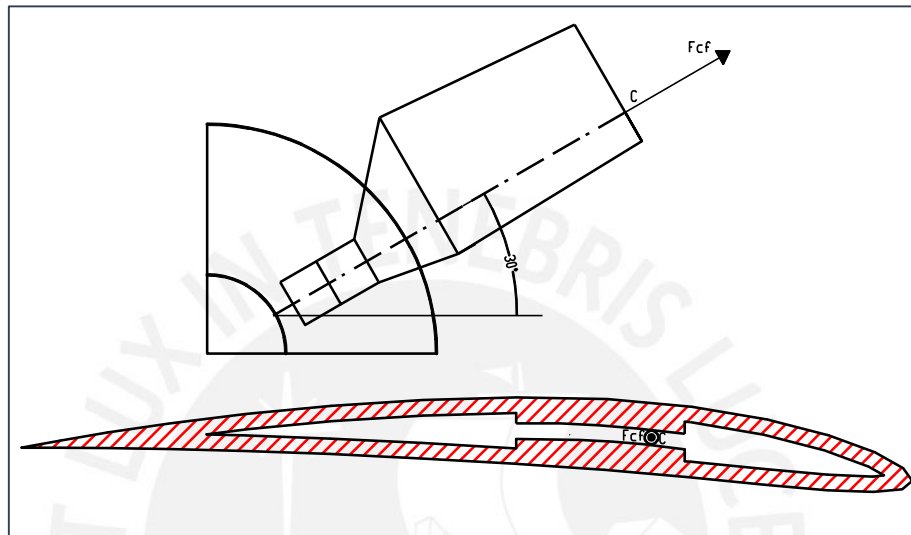


Figura 3.29. Distribución de fuerza centrífuga para la pala 1.
(Fuente: Elaboración propia)

- **Efecto giroscópico:**

El efecto giroscópico se manifiesta a través de un momento. El cual ya fue calculado anteriormente. Ahora lo que se hace es descomponer este momento como se aprecia en la figura 3.30.

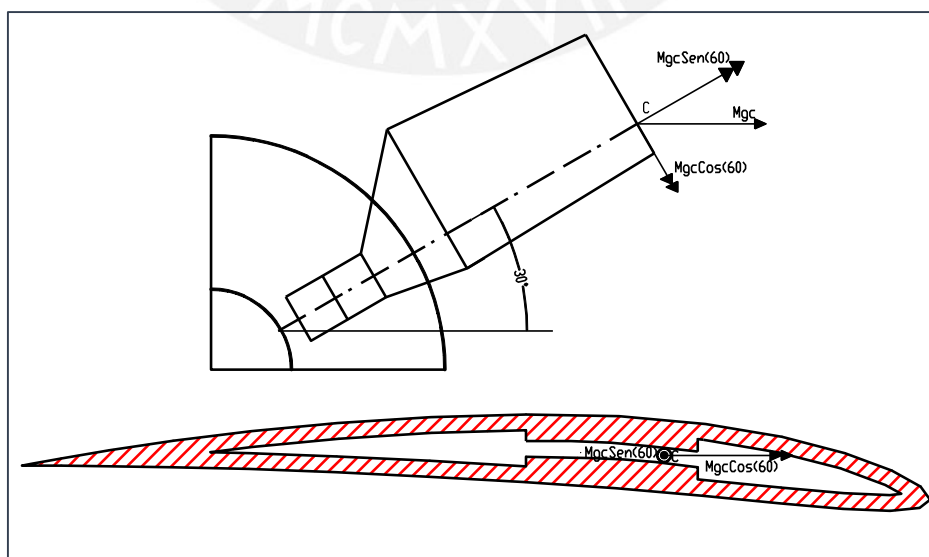


Figura 3.30. Distribución del momento giroscópico para la pala 1.
(Fuente: Elaboración propia)

Resumen de fuerzas y momentos para cada efecto

Finalmente mostramos en la tabla 3.10 las fuerzas para cada pala descompuestas en la dirección normal, tangencial y axial, y actuantes en la sección que contiene al centroide. Estas direcciones se usan para cada pala. En la figura 3.27 se puede apreciar estas direcciones correspondientes a la pala 1.

Tabla 3.10. Fuerzas descompuestas para las direcciones Normal, Tangencial y Axial.

EFECTOS (FUERZAS)		MAGNITUD		
		Normal (N)	Tangencial (N)	Axial (N)
Efecto gravitacional $\phi = 30^\circ$	Pala 1	-39.24	-67.97	0
	Pala 2	-39.24	+67.97	0
	Pala 3	+78.48	0	0
Efecto aerodinámico	Pala 1	0	+78.88	+558.49
	Pala 2	0	+78.88	+558.49
	Pala 3	0	+78.88	+558.49
Efecto centrífugo	Pala 1	+16282.65	0	0
	Pala 2	+16282.65	0	0
	Pala 3	+16282.65	0	0
EFECTOS (MOMENTOS)		MAGNITUD		
		Normal (N.m)	Tangencial (N.m)	Axial (N.m)
Efecto giroscópico	Pala 1	+1001.26	-578.08	0
	Pala 2	-1001.26	-578.08	0
	Pala 3	0	+1156.16	0

Teniendo las fuerzas y momentos con sus respectivas direcciones para cada pala, se procede a determinar las fuerzas y momentos resultantes en la sección que contiene al centroide. Estas resultantes se aprecian en la tabla 3.11.

Tabla 3.11. Resultante de fuerzas y momentos para cada pala en el centroide.

FUERZAS	MAGNITUD		
	Normal (N)	Tangencial (N)	Axial (N)
Pala 1	+16243.41	+10.91	+558.49
Pala 2	+16243.41	+146.85	+558.49
Pala 3	+16361.13	+78.88	+558.49
MOMENTOS	MAGNITUD		
	Normal (N.m)	Tangencial (N.m)	Axial (N.m)
Pala 1	+1001.26	-578.08	0
Pala 2	-1001.26	-578.08	0
Pala 3	0	+1156.16	0

Cálculo de fuerzas internas en la primera estación (perfil aerodinámico)

Teniendo las fuerzas y momentos presentados en la tabla 3.11, se traslada las fuerzas y momentos a la zona crítica de cada pala. Es decir a la zona de “empotramiento”. Esta zona crítica se encuentra **400 mm** del centro de la hélice.

∴ d = 1157.64 – 400 = **757.64 mm**

La distancia que se trasladan las fuerzas y momentos es de 757.64 mm. En la figura 3.31 se aprecia las fuerzas y momentos trasladados a la sección crítica y en la tabla 3.11 visualizar las magnitudes de las mismas solamente para la **pala 1**.

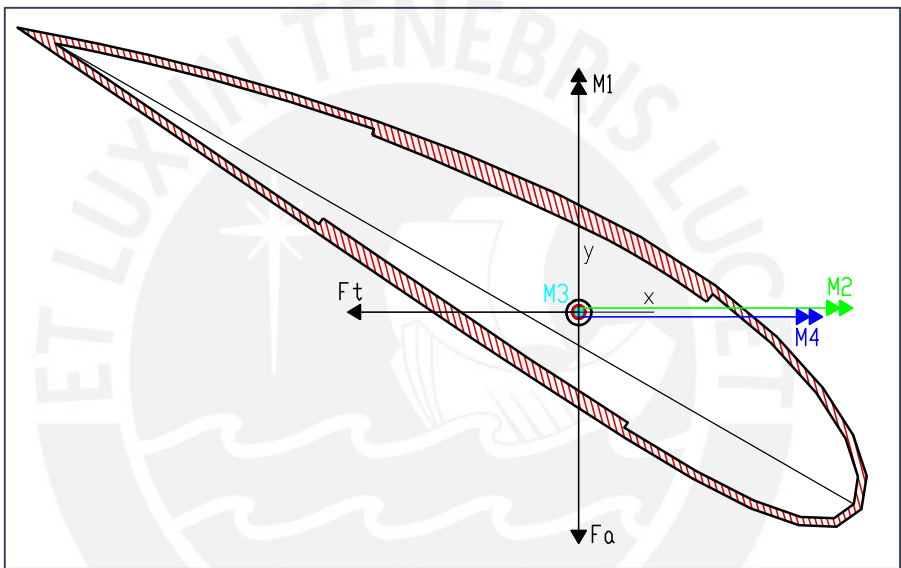


Figura 3.31. Sección crítica con fuerzas trasladadas.
(Fuente: Elaboración propia)

Al trasladar las fuerzas aparecen momentos, los cuales se calculan de la siguiente manera. Los signos de las fuerzas y momentos corresponden al eje de coordenadas X-Y para la sección crítica de acuerdo a la figura 3.29.

$$M_1 = F_t \cdot d$$
$$M_1 = 10.91 \times 0.76$$
$$M_1 = \mathbf{8.27 \text{ N.m}}$$

$$M_2 = F_a \cdot d$$
$$M_2 = 558.48 \times 0.76$$
$$M_2 = \mathbf{423.13 \text{ N.m}}$$

Tabla 3.12. Magnitudes de fuerzas y momentos en la sección crítica.

Fuerzas y momentos	Magnitud
Fuerza tangencial (Ft)	-10.91 N
Fuerza axial (Fa)	-558.49 N
Fuerza normal (Fn)	+16243.41 N
Momento 1 (M1)	+8.27 N.m
Momento 2 (M2)	+423.13 N.m
Momento 3 (M3)	+1001.23 N.m
Momento 4 (M4)	+578.08 N.m

Momento de inercia de área para la primera estación (perfil aerodinámico)

El momento de inercia para la sección crítica (figura 3.28), se obtiene de un software (Autocad). Debido a que la sección es bastante compleja se recurre a la ayuda de un software, el cual a su vez arroja un valor más exacto. El momento de inercia de área se calcula respecto al centroide de la sección.

$$I_{xx} = \int \int r^2 \partial A = 483985.41 \text{ mm}^4$$
$$I_{yy} = \int \int r^2 \partial A = 13174193.36 \text{ mm}^4$$

Cálculo de esfuerzos normales (axiales) máximos debido a los momentos flectores

En la figura 3.33 se aprecia las fuerzas y momentos internos actuantes en la sección crítica equivalente, También se encuentran los puntos 1 y 2, los cuales representan los lugares geométricos exactos en donde actúan los esfuerzos normales máximos debido a los momentos flectores 1, 2 y 4 (M1, M2 y M4). Además cabe mencionar que los esfuerzos máximos de tracción y compresión ocurren en los puntos 1 y 2 respectivamente. Estos esfuerzos se calculan de la siguiente manera.

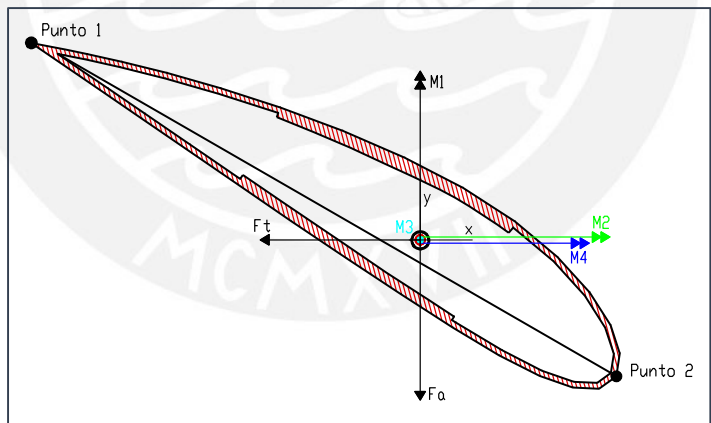


Figura 3.32. Sección crítica con puntos de máximos esfuerzos axiales.
(Fuente: Elaboración propia)

Tabla 3.13. Efecto generado por cada momento flector

Momentos flectores	Punto 1	Punto 2
Momento 1	Tracción	Compresión
Momento 2	Tracción	Compresión
Momento 4	Tracción	Compresión
Fuerza normal	Tracción	Tracción

Se calcula los esfuerzos normales debido a los momentos flectores M1, M2 y M4.

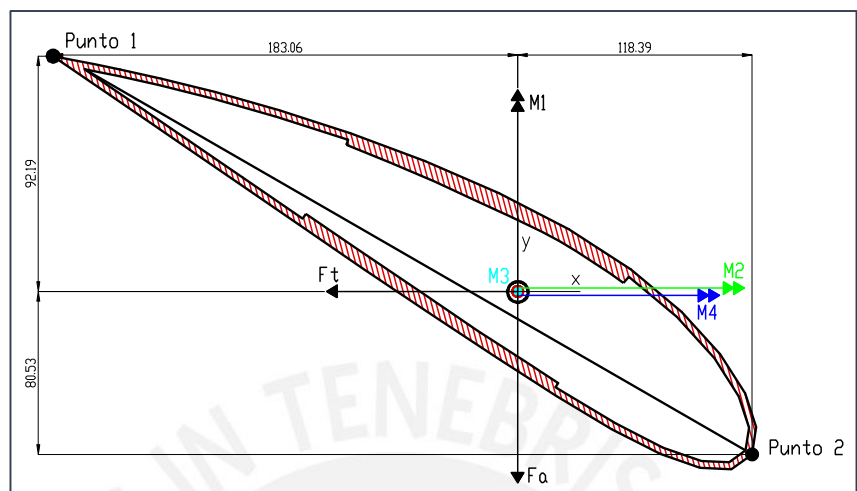


Figura 3.33. Diagrama de fuerzas internas con acotado (cálculos de esfuerzos normales).
(Fuente: Elaboración propia)

$$\sigma_1 = \frac{M_1 \cdot x}{I_{yy}} \quad , \quad \sigma_2 = \frac{M_2 \cdot y}{I_{xx}} \quad , \quad \sigma_4 = \frac{M_4 \cdot y}{I_{xx}} \quad , \quad \sigma_n = \frac{F_n}{Area}$$

A continuación se presentan las tablas 3.14, 3.15 y 3.16 donde se aprecia las variables y los resultados de los esfuerzos axiales para los puntos 1 y 2 respectivamente.

Tabla 3.14. Distancias para calcular los esfuerzos normales debido a momentos flectores.

	Punto 1		Punto 2	
	X1 (mm)	Y1 (mm)	X2 (mm)	Y2 (mm)
σ_1	183.06	-	118.39	-
σ_2	-	92.19	-	80.53
σ_4	-	92.19	-	80.53

Tabla 3.15. Datos geométricos.

Datos geométricos	Magnitud
Ixx	283985.41 mm ⁴
Iyy	1317419.36 mm ⁴
Area	2225.85 mm ²

Tabla 3.16. Resultado de esfuerzos normales debido a momentos flectores y fuerza normal.

Esfuerzos normales	Punto 1	Punto 2
σ_1	+1.149 Mpa	-0.743 Mpa
σ_2	+137.360 Mpa	-119.987 Mpa
σ_4	+187.662 Mpa	-163.927 Mpa
σ_n	+7.300 Mpa	+7.300 Mpa

Teniendo los resultados de esfuerzos que se generan en la primera estación. Se procede a sumar de forma algebraica para obtener el esfuerzo total. Se cumple lo siguiente:

$$\sigma_{total} = \sigma_1 + \sigma_2 + \sigma_4 \pm \sigma_n$$

Esta ecuación cumple para el estado de esfuerzos en el punto 1 y 2, refiriéndose a tracción y compresión respectivamente. A continuación se presenta una tabla para mostrar los esfuerzos normales máximos debido a los momentos flectores y la fuerza normal.

Tabla 3.17. Esfuerzos en la primera estación.

	σ_1 (MPa)	σ_2 (MPa)	σ_4 (MPa)	σ_n (MPa)	σ_{TOTAL} (MPa)
Zona (Tracción)	1.149	137.360	110.113	7.300	333.469
Zona(Compresión)	0.743	119.987	163.927	7.300	277.360

No se consideran los esfuerzos cortantes, ya que estos son mucho más pequeños comparados con los esfuerzos normales

Cálculo de los esfuerzos principales (usando teoría del círculo de Mohr)

El esfuerzo equivalente, para los puntos críticos 1 y 2, es:

$$\sigma_{1,2} = \frac{\sigma_x}{2} \pm \frac{1}{2} \sqrt{\sigma_x^2 + 4 \cdot \tau_{xy}^2}$$

Usando la teoría del máximo esfuerzo normal (Rankine): $\sigma_{equivalente} = \sigma_{Principal\ máximo}$

Finalmente:

Tabla 3.18. Esfuerzos principales en la sección crítica a 400 r.p.m.

	$\sigma_{Principal\ máximo}$ (MPa)
Zona (Tracción)	333.469
Zona(Compresión)	277.360

$$F.S_{Analítico} = \frac{\sigma_{Lim}}{\sigma_{Equivalente}} = \frac{369}{333} = 1.11$$

3.2.3. Comparación de simulación numérica y cálculo analítico

Finalmente, se realiza una comparación entre los resultados obtenidos en la simulación estructural y los obtenidos en el cálculo analítico, para los esfuerzos en la primera estación. La siguiente tabla muestra dicha comparación y la diferencia porcentual entre ambos resultados.

Tabla 3.19. Comparación final F.S. (simulación numérica y cálculo analítico).

Simulaciones aerodinámica	400 r.p.m.
Factor de seguridad por simulación numérica	1.160
Factor de seguridad por cálculos analíticos	1.108
Diferencia porcentual (%)	4.48 %

Como se aprecia en la tabla 3.19, la diferencia porcentual para las dos métodos de solución es baja (menor al 5%). De esta manera, quedan verificados los resultados obtenidos en la simulación estructural.

3.3. Análisis estructural de la hélice usando material ORTOTRÓPICO

La naturaleza ortotrópica se debe a que es un material compuesto laminado. El objetivo de la simulación ortotrópica es determinar la distribución de esfuerzos y desplazamientos en toda la hélice, a fin de determinar el factor de seguridad mínimo con el que opera el sistema. Las propiedades ortotrópicas del material fueron dadas por la empresa y algunas asumidas en base a las referencias bibliográficas. Se realizan suposiciones importantes:

- En primer lugar, que los desplazamientos ocasionados en la estructura de la hélice, a causa de las vibraciones de la hélice no se consideran en esta parte.
- En segundo lugar, las cargas provenientes de la simulación aerodinámica (campo de presiones totales) son constantes en el tiempo.

3.3.1. Simulación numérica usando ANSYS MECHANICAL

La simulación numérica estructural usando ANSYS MECHANICAL se realiza siguiendo el procedimiento descrito en el Anexo 1 de la presente tesis. A continuación, se describen todos los pasos mencionados en dicho procedimiento usando material ortotrópico.

3.3.1.1. Definición del problema

La definición del problema posee tres etapas que se describen a continuación.

3.3.1.2. Etapa de pre-procesamiento

Las dimensiones de la hélice, el mallado y las condiciones de borde que se aplican en esta simulación son las mismas que se usaron en el subcapítulo 3.2. En este subcapítulo se hace énfasis a las propiedades ortotrópicas del material de las palas y su disposición geométricas de las láminas que conforman el laminado de las palas.

- **Fuselaje:** fibra de vidrio bidireccional (80/20%) con resina epóxica. Ver figura 3.34.

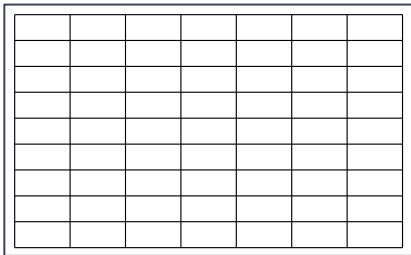


Figura 3.34. Fibra de vidrio bidireccional 80/20%.
(Fuente: Elaboración propia)

Tabla 3.20. Propiedades elásticas de fibra de vidrio bidireccional con resina epóxica.

Densidad	1450 kg/ m ³
Módulo de elasticidad longitudinal X	14.5 GPa
Módulo de elasticidad longitudinal Y	10.5 GPa
Módulo de elasticidad longitudinal Z	10.5 GPa
Módulo de elasticidad transversal XY	5.4 GPa
Módulo de elasticidad transversal YZ	2.9 GPa
Módulo de elasticidad transversal ZX	2.9 GPa
Relación de Poisson XY	0,27
Relación de Poisson YZ	0.37
Relación de Poisson ZX	0.35
Esfuerzo de rotura	300 MPa

- **Refuerzos:** fibra de vidrio unidireccional con resina epóxica. Ver figura 3.35.

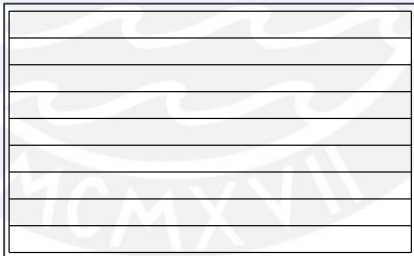


Figura 3.35. Fibra vidrio unidireccional.
(Fuente: Elaboración propia)

Tabla 3.21. Propiedades elásticas de fibra de vidrio unidireccional con resina epóxica.

Densidad	1400 kg/ m ³
Módulo de elasticidad longitudinal X	13.3 GPa
Módulo de elasticidad longitudinal Y	8.5 GPa
Módulo de elasticidad longitudinal Z	8.5 GPa
Módulo de elasticidad transversal XY	5.4 GPa
Módulo de elasticidad transversal YZ	2.9 GPa
Módulo de elasticidad transversal ZX	2.9 GPa
Relación de Poisson XY	0,27
Relación de Poisson YZ	0.37
Relación de Poisson ZX	0.35
Esfuerzo de rotura	369 MPa

En esta etapa (pre-procesamiento), la única sub – etapa que cambia respecto a la simulación isotrópica es la de la definición del problema, ya que cambian las propiedades elásticas del material (ortotrópico). Por otro lado, para poder realizar esta simulación fue necesario usar un comando llamado *Layered selection*, mediante el cual se pueden definir las láminas (material, espesor y orientación) con sus respectivos ejes de coordenadas. Ver figura 3.36.

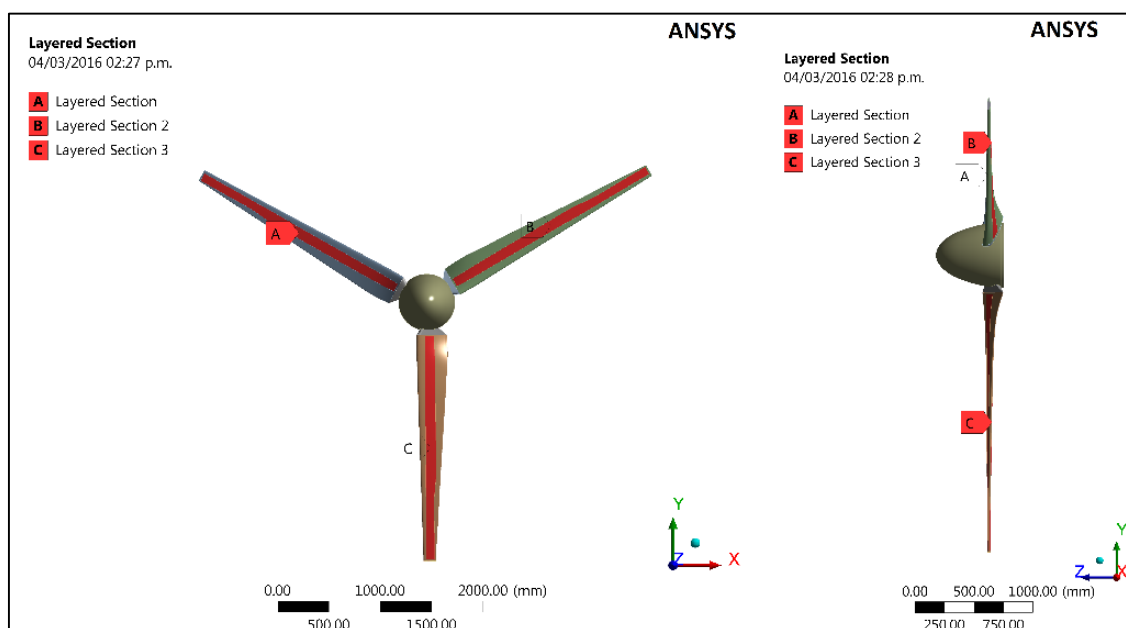


Figura 3.36. Comando de *Layered selection* usando en la hélice.
(Fuente: Elaboración propia)

3.3.1.3. Etapa de solución

En esta etapa se resuelven las ecuaciones de equilibrio del sistema y se determinan los desplazamientos de todos los nodos, y con ello los esfuerzos y desplazamientos.

3.3.1.4. Etapa de post-procesamiento

En esta etapa se obtienen, visualizan y analizan los resultados de la simulación estructural con material ortotrópico. Específicamente se determinan los desplazamientos y esfuerzos que se presentan en la hélice bajo la acción de todas las condiciones de contorno especificadas. Los resultados se pueden evaluar en forma cuantitativa y cualitativa. Finalmente se calcula el factor de seguridad para la hélice.

Desplazamientos totales y axiales de la hélice

En las figuras 3.37 y 3.38 se aprecian los desplazamientos totales y axiales, siendo la máxima deformación total de 504 mm y el desplazamiento axial de 492 mm. De este resultado se aprecia que los desplazamientos radiales no son significativas. El comportamiento de la hélice usando material ortotrópico es el mismo.

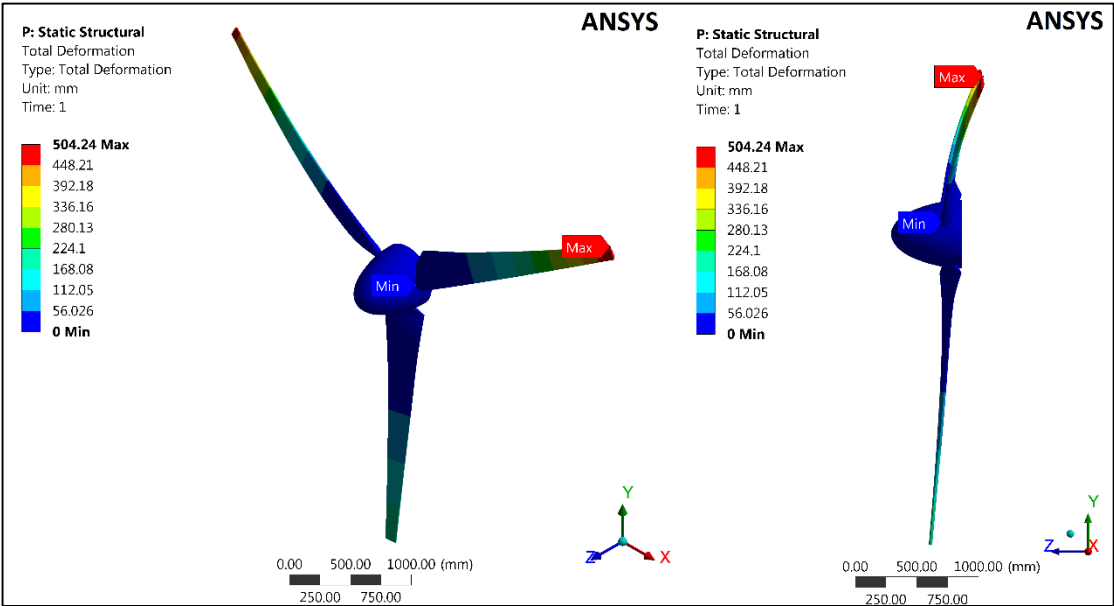


Figura 3.37. Distribución de desplazamientos totales en la hélice usando material ortotrópico. (Fuente: Elaboración propia)

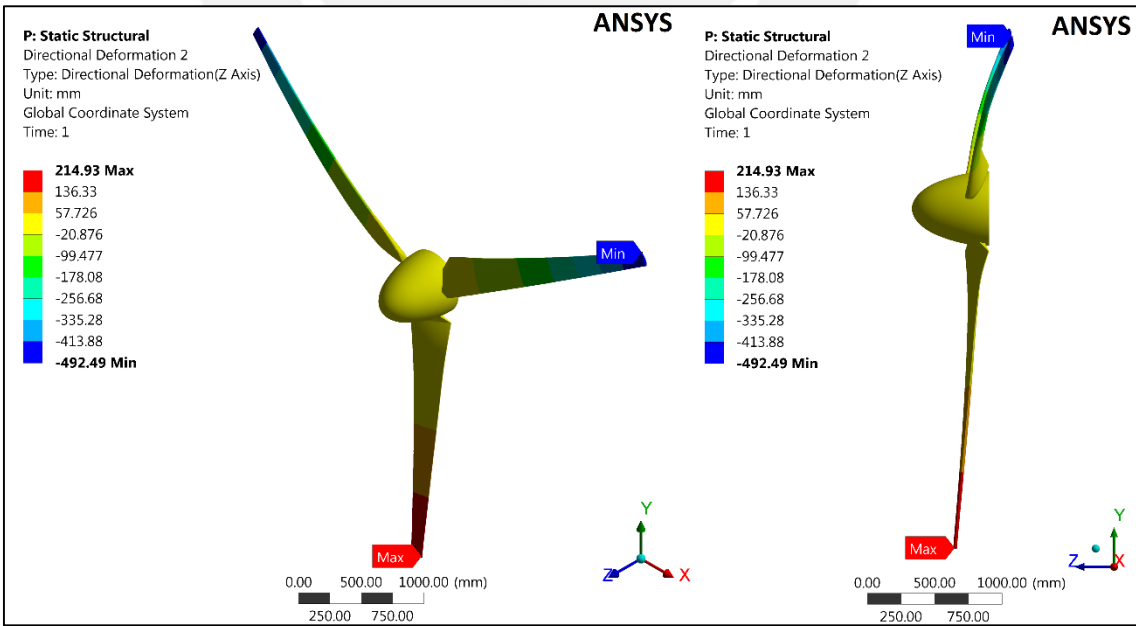


Figura 3.38. Distribución de desplazamientos axiales en la hélice usando material ortotrópico. (Fuente: Elaboración propia)

Distribución de esfuerzos y zona crítica de la hélice

En las figura 3.39 y 3.40 se muestran los esfuerzos principales producidos en la hélice del aerogenerador. Como se puede apreciar, estos esfuerzos son mayores en la zona de la raíz de la pala, que funciona como un empotramiento, alcanzando un valor máximo promedio de 273 MPa. Lo cual es lejano al esfuerzo de rotura 369 Mpa. Al usar el verdadero material (ortotrópico) con sus respectivas propiedades elásticas, los esfuerzos no varían significativamente de la simulación del material isotrópico.

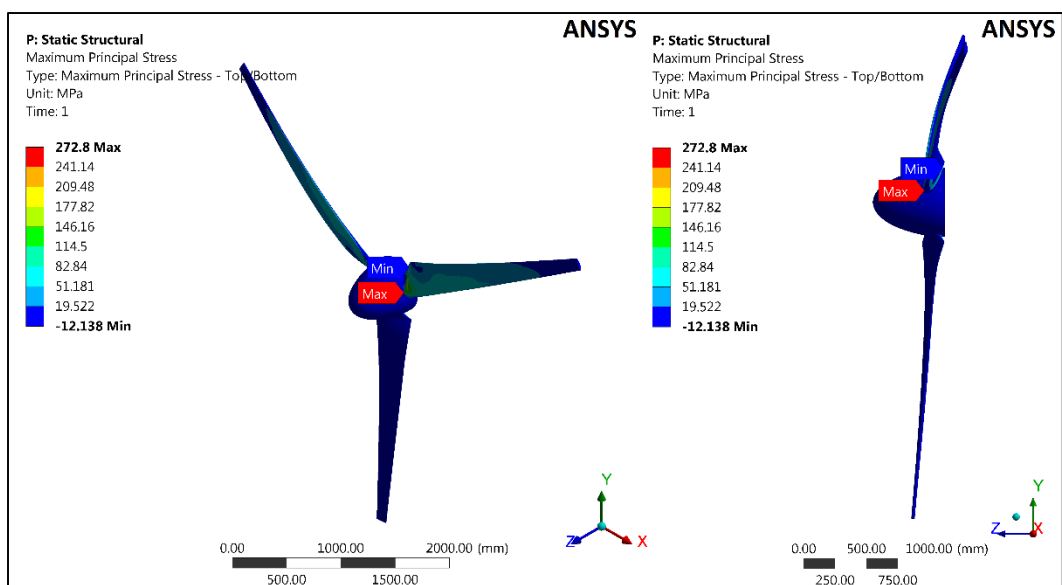


Figura 3.39. Distribución del esfuerzo principal usando material ortotrópico.
(Fuente: Elaboración propia)

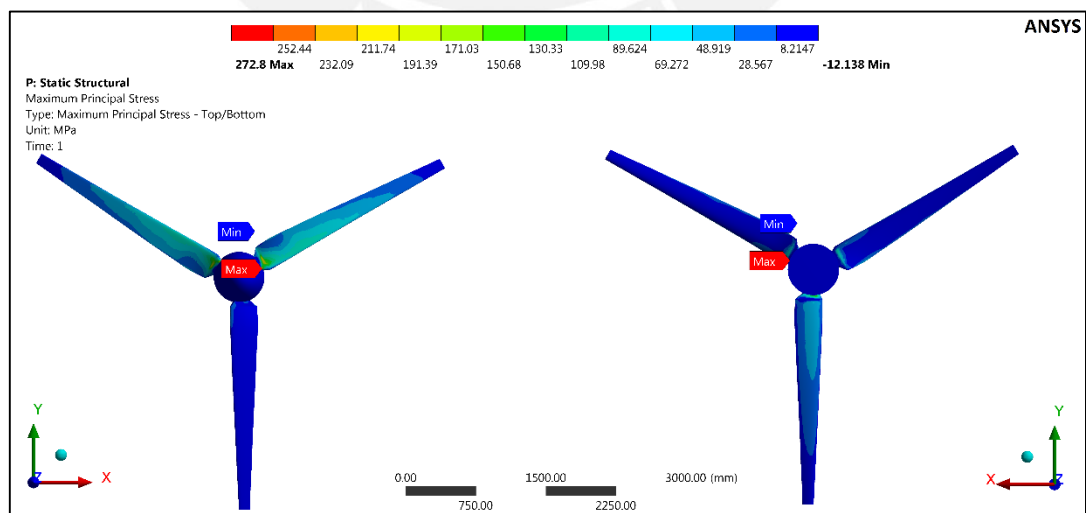


Figura 3.40. Distribución del esfuerzo principal en vista frontal y posterior en plano X-Y.
(Fuente: Elaboración propia)

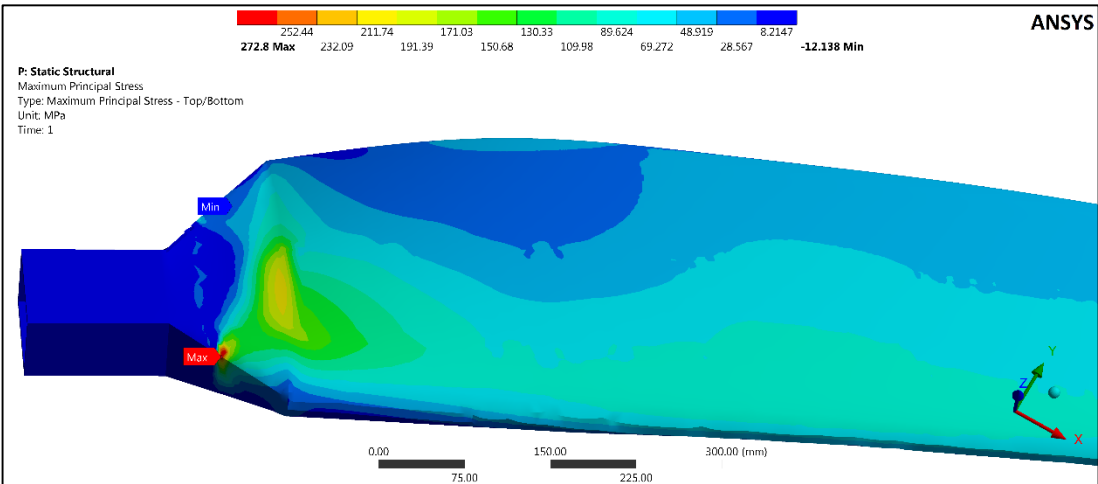


Figura 3.41. Detalle de la raíz de la pala.
(Fuente: Elaboración propia)

Se puede apreciar la deformación de una de las palas superiores en escala 1:1 (real) y en contraste también la pala en reposo (sin funcionamiento). La deformación total es de 504 mm. Además, se aprecia que la raíz (sección cuadrangular) no está sometida a esfuerzos significativos, ya que estos son absorbidos por la zona de la pala que está en contacto con el domo de la hélice. También, se puede visualizar que los esfuerzos en la zona de la pala que enfrenta al viento (intradós) son mayores que en el extradós. Además, se comprueba los dos tipos de momentos flectores (*Flapwise* y *Chordwise*), adicionalmente el momento torsional.

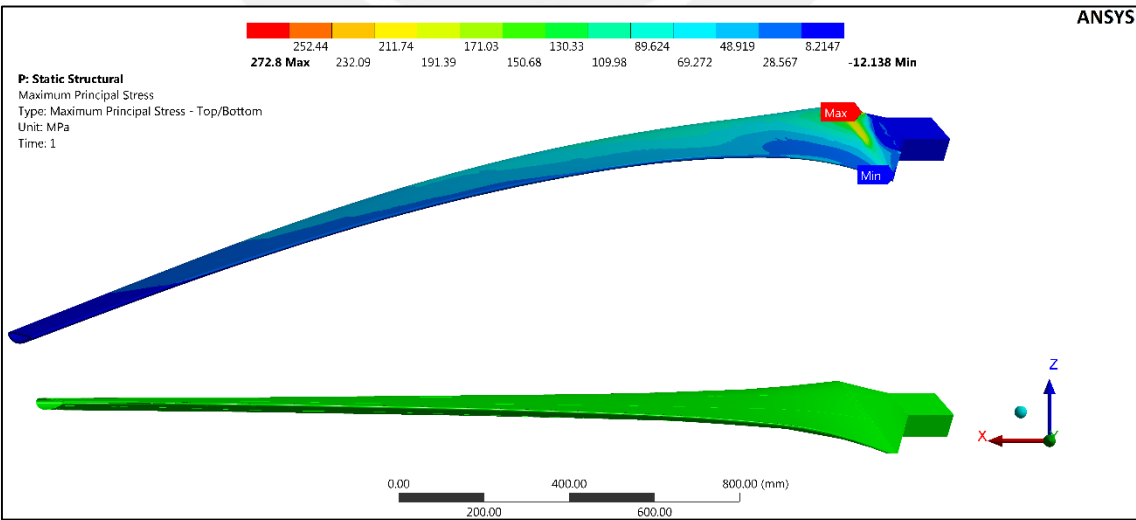


Figura 3.42. Esfuerzo principal con desplazamiento total 1:1 en intradós.
(Fuente: Elaboración propia)

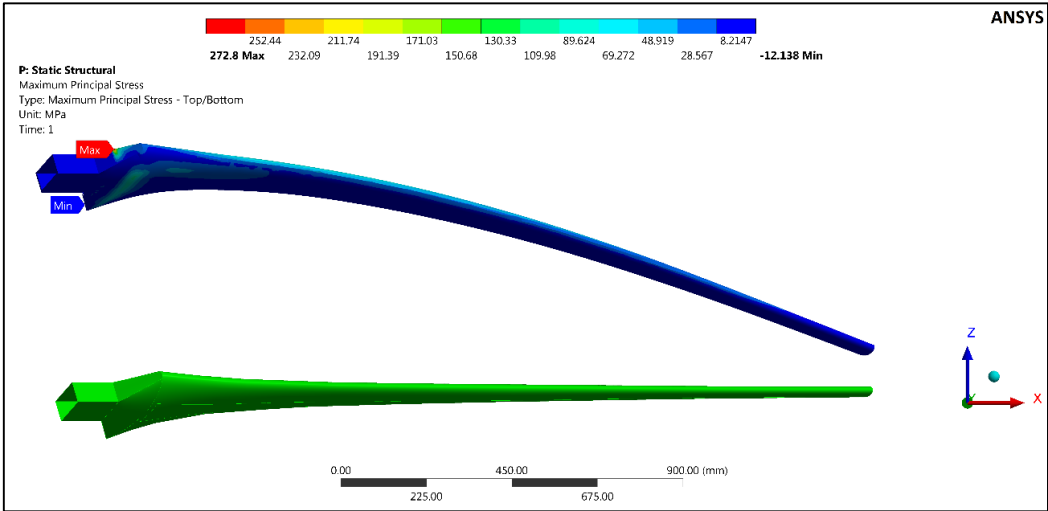


Figura 3.43. Esfuerzo principal con desplazamiento total 1:1 en extradós.
(Fuente: Elaboración propia)

Las figuras 3.44 y 3.45 muestran los esfuerzos normales en dirección material 1, es decir longitudinal tanto en el intradós como en el extradós, respectivamente.

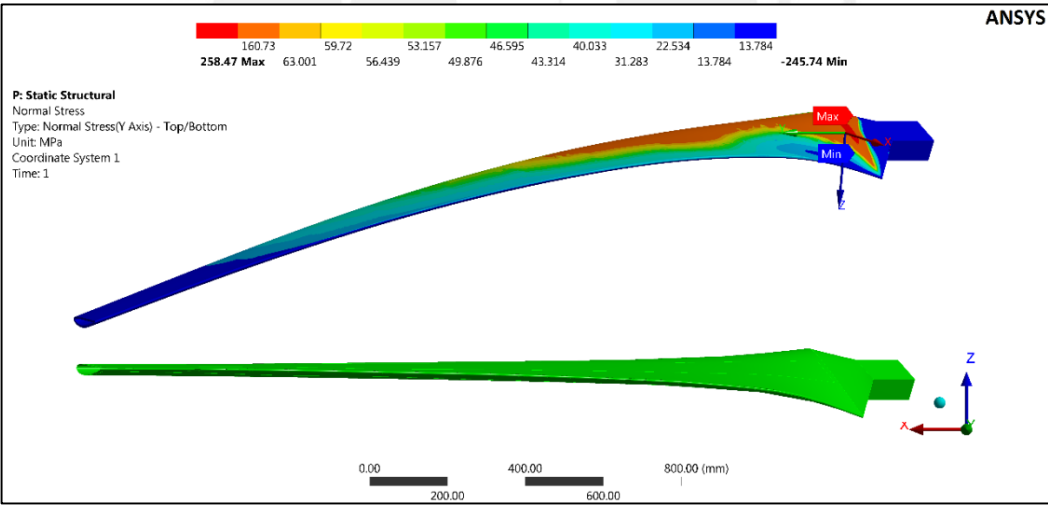


Figura 3.44. Distribución de esfuerzos normales en dirección material 1 en intradós.
(Fuente: Elaboración propia)

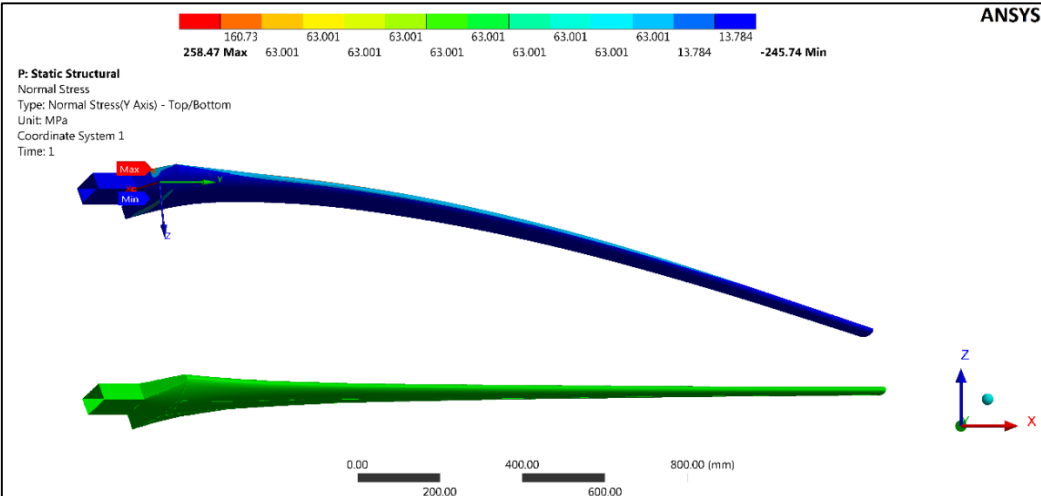


Figura 3.45. Distribución de esfuerzos normales en dirección material 1 en extradós.
(Fuente: Elaboración propia)

Para un mejor análisis estructural de la pala es necesario obtener los esfuerzos para distintas zona (intradós y extradós) para ciertos porcentajes de cuerda para cada estación o perfil aerodinámico. Ver figura 3.46.

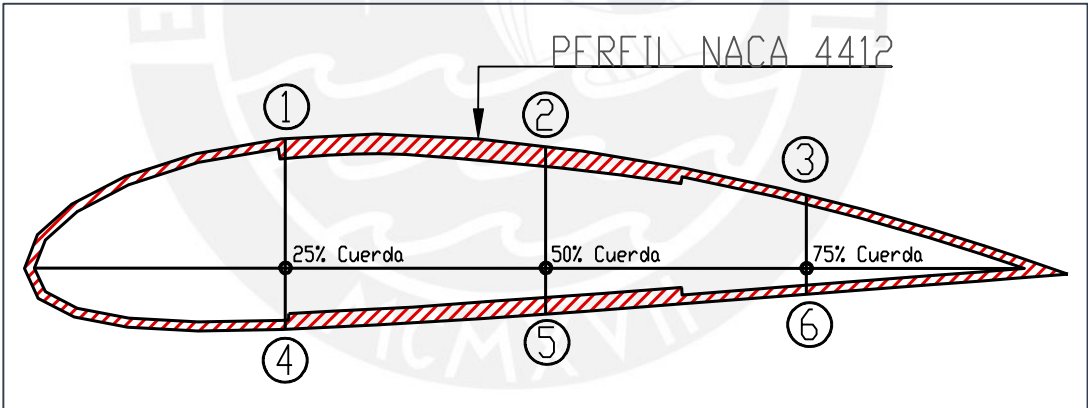


Figura 3.46. Perfil NACA 4412 con cortes en 25%, 50% y 75% de cuerda.
(Fuente: Elaboración propia)

Los 6 puntos mostrados en la figura 3.46 se replican para todas las estaciones que conforman la pala de la hélice. Estos puntos representan los porcentajes de cuerda del perfil (1 y 4 – 25% cuerda, 2 y 5 – 50% cuerda y 3 y 6 – 75% cuerda). Los esfuerzos se separan por dos zonas (intradós y extradós).

- **Zona extradós**

En esta zona se estudian los puntos 1, 2 y 3. A continuación se muestra la figura 3.47 donde se muestra la distribución de esfuerzos normales en dirección material 1 en el extradós. Se comprueba tanto en forma cuantitativa como cualitativa la respuesta estructural esperada, es decir esta zona se encuentra en compresión debido al empuje axial generado por el viento sobre la hélice.

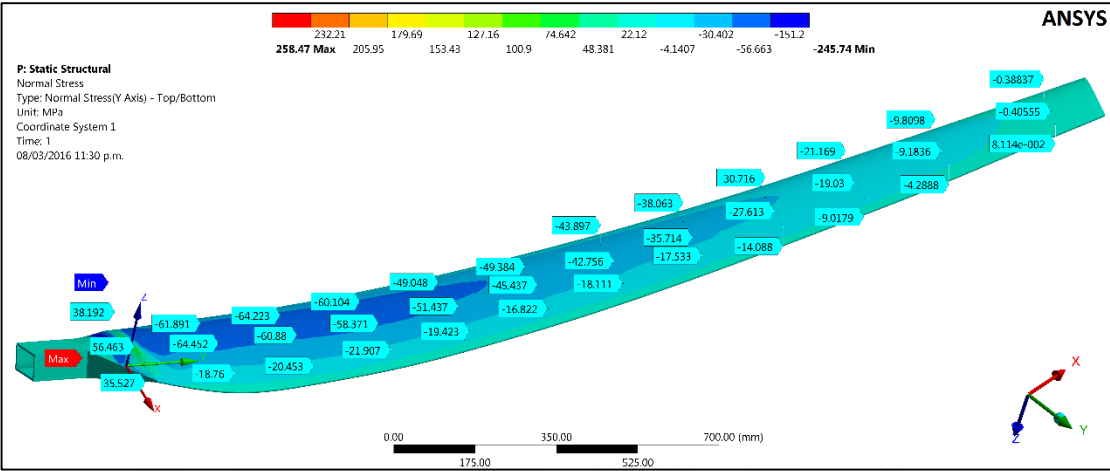


Figura 3.47. Esfuerzos normales a lo largo de la pala en dirección material 1 en el extradós.
(Fuente: Elaboración propia)

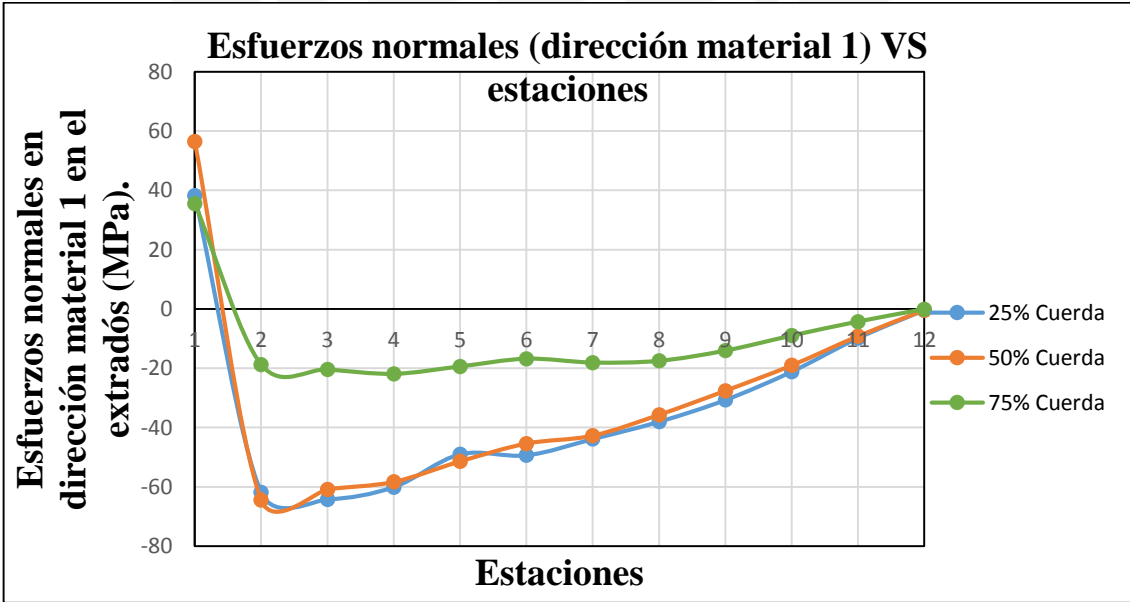


Gráfico 3.1. Gráfico de curvas de esfuerzos vs estaciones de eje material 1 en extradós.
(Fuente: Elaboración propia)

En la figura 3.49 se muestran los esfuerzos normales en dirección material 2 en el extradós, es decir en dirección X según el sistema de referencia local seleccionado en el software. El comportamiento es tal como se espera, ya que el extradós se encuentra trabajando en compresión y los esfuerzos longitudinales son absorbidos en su mayoría por los refuerzos unidireccionales.

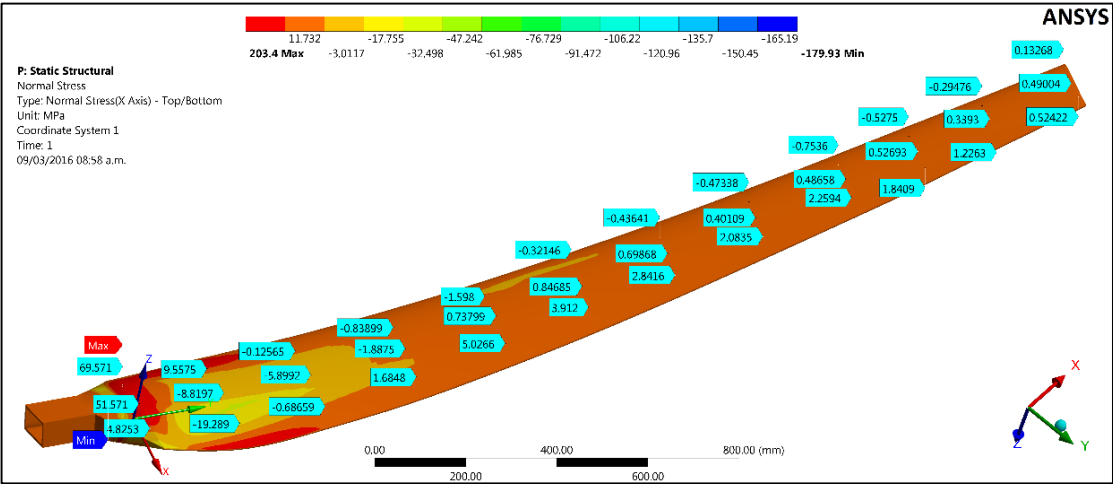


Figura 3.49. Esfuerzos normales a lo largo de la pala en dirección material 2 en el extradós.
(Fuente: Elaboración propia)

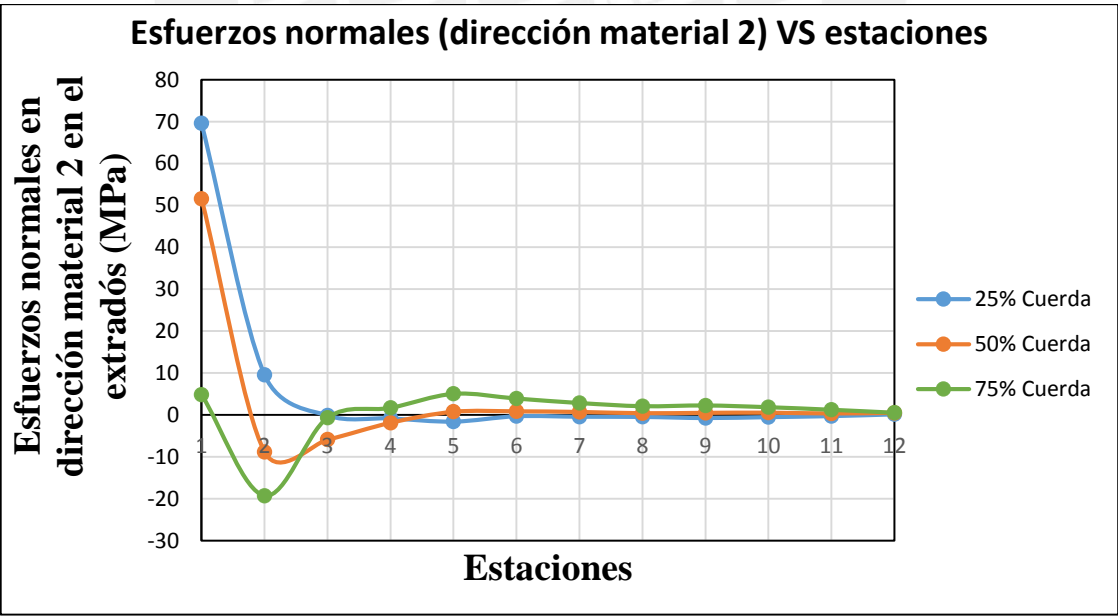


Gráfico 3.2. Gráfico de curvas de esfuerzos vs estaciones de eje material 2 en extradós.
(Fuente: Elaboración propia)

- **Zona intradós**

En esta zona se estudian los puntos 4, 5 y 6. A continuación se muestra la figura 3.51, donde se muestra la distribución de esfuerzos normales en dirección material 1 en el intradós. El comportamiento es como el esperado, ya que el intradós enfrenta al viento ocasionando flexión. Además, esta mitad de la pala (intradós) se encuentra trabajando a tracción. Por otro lado se aprecia que los esfuerzos son absorbidos en su mayoría por los refuerzos unidireccionales.

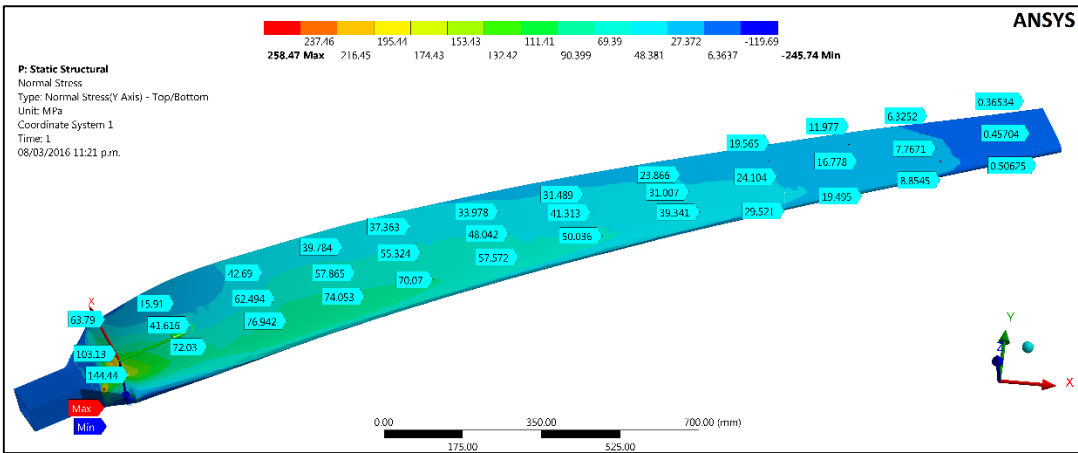


Figura 3.51. Esfuerzos normales a lo largo de la pala en dirección material 1 en el intradós.
(Fuente: Elaboración propia)

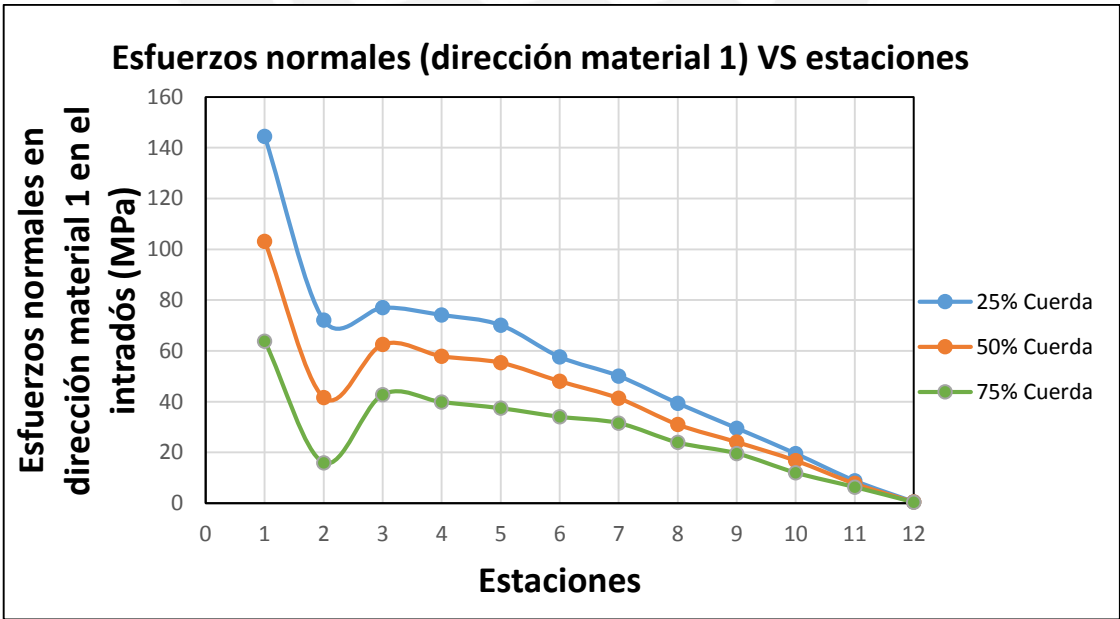


Gráfico 3.3. Gráfico de curvas de esfuerzos vs estaciones de eje material 1 en intradós.
(Fuente: Elaboración propia)

En la figura 3.53 se muestra la distribución de esfuerzos normales en dirección material 2 en el intradós. Al igual que los casos anteriores se comprueba el comportamiento esperado de la pala. Además, se aprecia que en el intradós el esfuerzo normal – X se comporta de forma sinusoidal en el intradós a diferencia esfuerzo normal – X en el extradós.

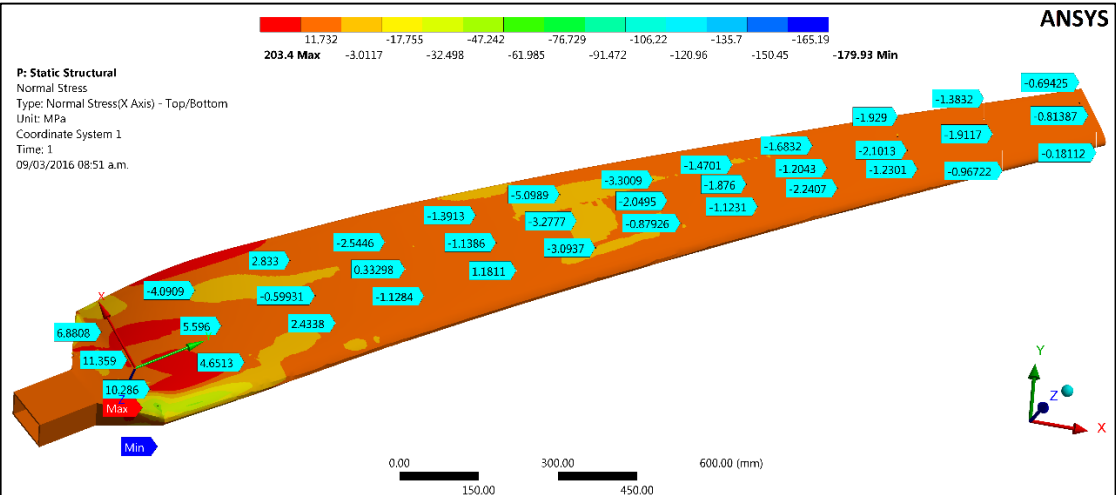


Figura 3.53. Esfuerzos normales a lo largo de la pala en dirección material 2 en el intradós.
(Fuente: Elaboración propia)

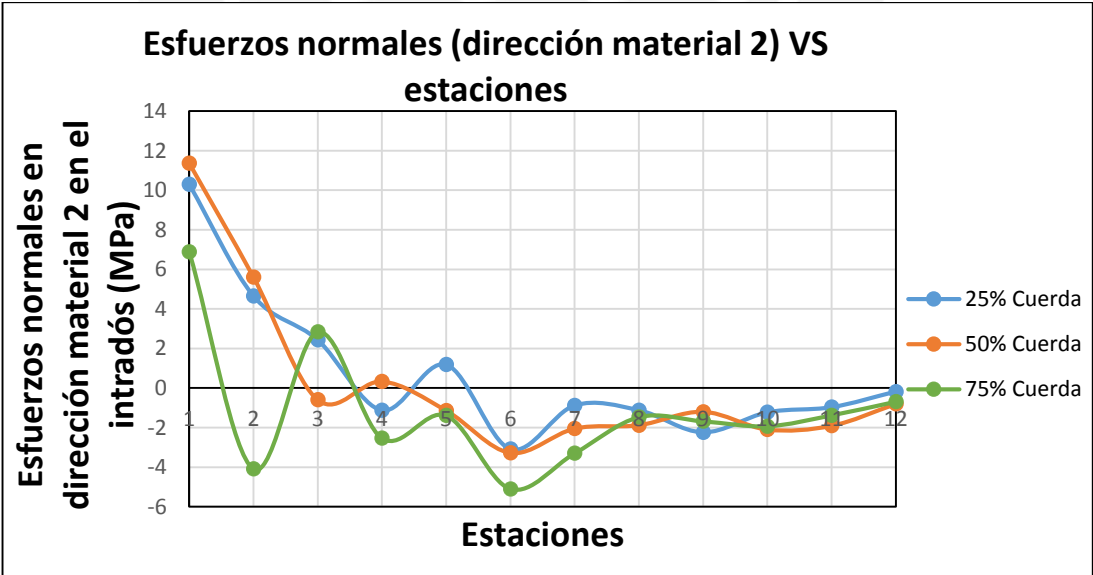


Gráfico 3.4. Gráfico de curvas de esfuerzos vs estaciones de eje material 2 en intradós.
(Fuente: Elaboración propia)

Teniendo en cuenta el esfuerzo normal máximo en dirección material 1, es decir longitudinal. Este esfuerzo fue determinado por la simulación y considerando las propiedades reales de los materiales indicadas en las tablas 3.20 y 3.21, se determina el factor de seguridad a la rotura (F.S.) de la hélice según la teoría de falla del esfuerzo máximo. Se tiene lo siguiente:

$$F.S. = \frac{\sigma_{Lim\ dirección\ 1}}{\sigma_1\ (normal\ máximo\ dirección\ material\ 1)} = \frac{369}{258} = 1.43$$

3.4. Comparación entre los dos modelos de material utilizados

Al realizar la simulación estructural con material ortotrópico se obtuvo valores de esfuerzos menores a la simulación estructural con material isotrópico; **258 MPa** y 318 MPa respectivamente. Obteniéndose así un F.S. de 1.16 usando el material con propiedades promedio (isotrópico) y un **F.S. de 1.43 para el caso real (ortotrópico)** asegurando el correcto funcionamiento de la hélice en condiciones extremas de operación. Además se puede mencionar que las fibras están orientadas de tal manera que soporten la carga crítica o también el efecto crítico, ya que analíticamente se demostró que las cargas críticas son el momento giroscópico debido a la orientación de la hélice en función de las corrientes de viento y el efecto centrífugo, el cual afecta en forma longitudinal a las palas. Se concluye que la hélice trabaja de forma más segura utilizando material de característica ortotrópica (Fibra de vidrio/Epoxy).

CAPÍTULO 4

ANÁLISIS MODAL

4.1. Introducción

En el presente capítulo se realiza la simulación numérica modal de la hélice usando ANSYS MECHANICAL de tres casos de estudio.

Los dos primeros casos estudian el fenómeno de vibración libre sin velocidad de rotación para el CASO 1 y con velocidad de rotación extrema [400 r.p.m.] para el CASO 2, considerando fijo al domo de la hélice, es decir sin contemplar desplazamiento axial. Este estudio se realiza para determinar las frecuencias naturales y modos de vibración de cada caso y analizar tanto cualitativamente y cuantitativamente la influencia de la velocidad de rotación sobre la hélice.

Posteriormente se analiza el CASO 3, el cual se basa en estudiar el fenómeno de vibración forzada con velocidad de rotación [200, 300 y 400 r.p.m.], considerando a la hélice con un soporte elástico (situación real), es decir contempla desplazamiento axial proporcionado por la torre. Se determinan las frecuencias naturales y modos de vibrar para cada sub-caso y analizar a través del diagrama de Campbell las velocidades de rotación críticas.

Finalmente se realiza la verificación de la simulación usando la teoría de vibraciones mecánica para el caso más simple (vibración libre sin amortiguamiento), donde se obtienen las frecuencias naturales para los modos de flexión y torsión usando un modelo matemático de un grado de libertad.

4.2. Simulación numérica usando ANSYS MECHANICAL

La simulación modal usando ANSYS MECHANICAL se realiza usando el procedimiento descrito en el segundo capítulo de la tesis.

4.2.1. Definición del problema

La idea de subdividir el análisis de esta manera es poder obtener información clara y contundente sobre cómo las condiciones de funcionamiento alteran las frecuencias naturales del sistema.

- Cargas provenientes del campo de presiones totales (información de la simulación aerodinámica previa).
- Velocidad de rotación de la hélice .

Existen 2 subtipos de simulaciones para los dos tipos descritos anteriormente (independiente y pres-stress).

- **Independiente:** Es un tipo de simulación modal en la cual no se toma en cuenta las cargas en el elemento o sistema de análisis.
- **Pre – Stress:** Es otro tipo de simulación modal en la cual se toma en cuenta las cargas en el elemento o sistema de análisis.

4.2.2. Etapa de pre-procesamiento

Definición de datos de entrada

Para el análisis modal el modelo CAD y su correspondiente discretización son los mismos que se utilizaron en el problema estructural estático lineal.

El análisis modal de una estructura se puede realizar de manera libre, es decir, sin considerar las cargas que actúan sobre la estructura, o de manera precargada. La influencia que tiene considerar la estructura precargada es que los desplazamientos producidos por las cargas cambian su rigidez y, por tanto, sus frecuencias naturales y modos de vibración. Sin embargo, cuando estos desplazamientos no son muy grandes la variación de las frecuencias naturales no es significativa. Por otro lado, a medida que aumentan las cargas sobre la estructura, siempre que mantenga un comportamiento elástico, aumenta también su rigidez y sus frecuencias naturales.

Tabla 4.1. Casos de las simulaciones modales.

	Fuerzas constantes	Velocidad de giro
CASO 1	x	x
CASO 2	✓	x
CASO 3	x	✓

Parámetros de control de la simulación (condiciones de borde)

Las condiciones de borde que se utilizan para la simulación del problema modal en ANSYS MECHANICAL son las siguientes:

Condiciones de borde para CASO 1: Independiente sin velocidad de rotación.

- **Soporte fijo en el domo:** Restringe los 6 G.D.L (3 de translación y 3 de rotación) del sistema. Uso de comando *Fixed Support*.

Condiciones de borde para CASO 2: Independiente con velocidad de rotación.

- **Soporte rotatorio en el domo:** Restringe los 3 G.D.L. de translación y 2 G.D.L. de rotación. Uso de comando *Remote Displacement*.
- **Rotación axial de la hélice:** Se impone la velocidad extrema de 400 r.p.m. a la hélice sobre su propio eje. Uso del comando *Rotational Velocity*.

Condiciones de borde para CASO 3: Precargado con velocidad de rotación.

- **Soporte elástico en el domo:** Idéntico al caso del problema estructural.
- **Campo de presiones:** Se extrae la carga de la simulación aerodinámica. Uso del comando *Imported Pressure*.
- **Rotación axial de la hélice:** Se impone la tres velocidades de rotación [200, 300, 400] r.p.m. a la hélice sobre su propio eje. Uso del comando *Rotational Velocity*.
- **Rotación transversal de la hélice:** Se impone la velocidad de 100 r.p.m. a la hélice en dirección transversal. Uso del comando *Rotational Velocity*.

4.2.3. Etapa de solución

El “*solver*” o solucionador del ANSYS MECHANICAL para el módulo modal resuelve el problema de valores propios y sus correspondientes vectores propios, con lo cual se determinan las frecuencias naturales y los correspondientes modos de vibración. Aproximadamente el tiempo de simulación fue de 5 horas para cada caso.

4.2.4. Etapa de post-procesamiento

Se determinan las frecuencias naturales y modos de vibración. Posteriormente, a partir de las frecuencias naturales determinar las velocidades críticas de la hélice

Frecuencias naturales y velocidades críticas de la hélice

En esta sección se muestran y analizan los resultados tanto cuantitativos como cualitativos de las primeras 6 frecuencias naturales y sus respectivas velocidades críticas de la hélice para el CASO 1 y CASO 2. Mientras que para el CASO 3 se consideran las 12 primeras frecuencias naturales y modos de vibración.

CASO 1: Hélice del aerogenerador sin precarga y sin velocidad de giro.

Si bien el CASO 1 no es el que realmente sucede (condiciones extremas de operación). Es importare estudiarlo, ya que la verificación analítica se realizará considerando la pala sujeta a estas condiciones y con ello tener un correcto modelo para poder realizar estudios más complejos. Por ejemplo, la simulación precargada con velocidad. Además, se aprecia que los modos superiores [4, 5 y 6] presentan acoplamiento flexión torsión.

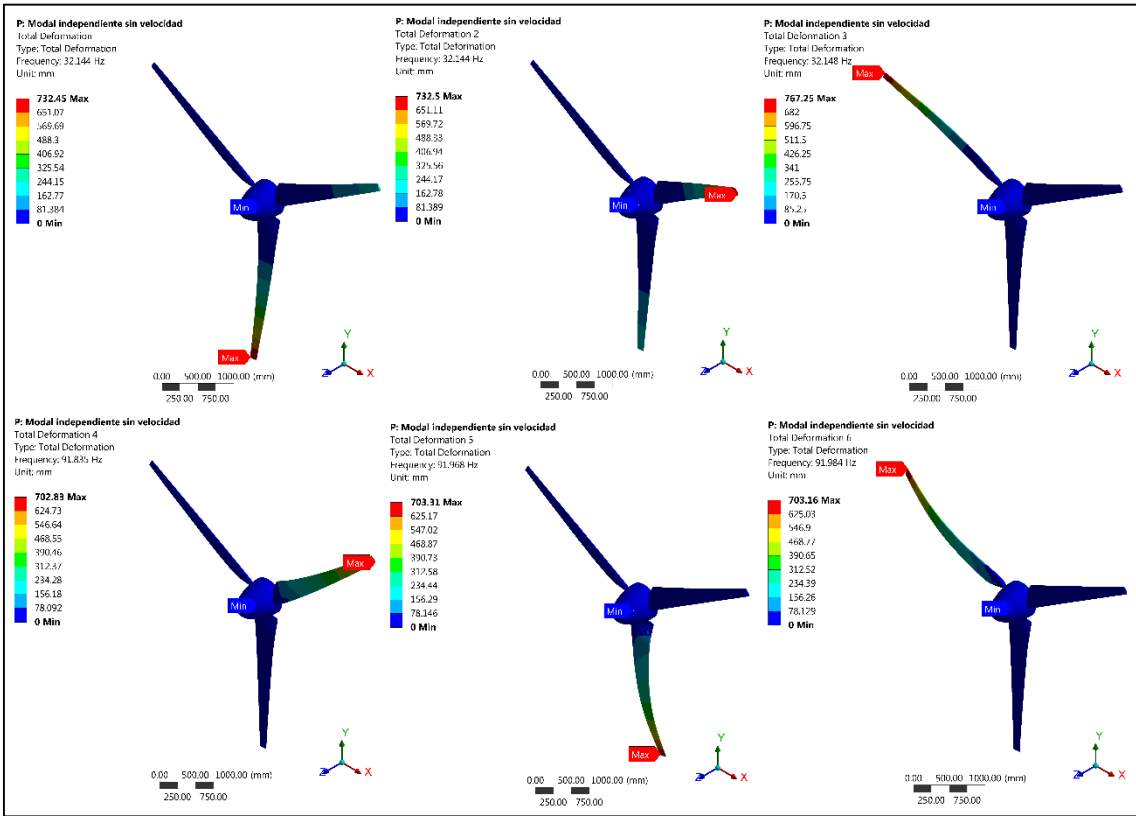


Figura 4.1. Frecuencias naturales y modos de vibración [1, 2, 3, 4, 5, 6] – CASO 1. (Fuente: Elaboración propia)

Tabla 4.2. Frecuencias naturales y modos de vibración - CASO 1.

Modo	Modo de vibración	Frecuencia natural (Hz)	Velocidad crítica (r.p.m.)
1,2,3	Flexión	[32.144 ; 32.144 ; 34.148]	[1928.64 ; 1928.64 ; 2048.88]
4,5,6	Flexión -Torsión	[91.835 ; 91.968 ; 91.984]	[5510.10 ; 5518.08 ; 5519.04]

CASO 2: Hélice del aerogenerador con precarga y sin velocidad de giro

Como se aprecia en la tabla 4.3 para cada tres modos de vibración existe la misma frecuencia de vibración. Por ejemplo, las variaciones entre los modos 1, 2, 3 son de 0.022%. La velocidad crítica para este caso es de 1925,16 r.p.m., correspondiente a la segunda frecuencia natural. La hélice presenta menos desplazamientos a diferencia del

CASO 1, debido a la fuerza centrífuga. Por otro lado la velocidad de rotación añade al sistema la matriz giroscópica, la cual modifica la matriz de amortiguamiento. Esta matriz giroscópica provoca cambios en las frecuencias naturales y modos de vibración haciéndose más notoria estas diferencias en las frecuencias naturales superiores.

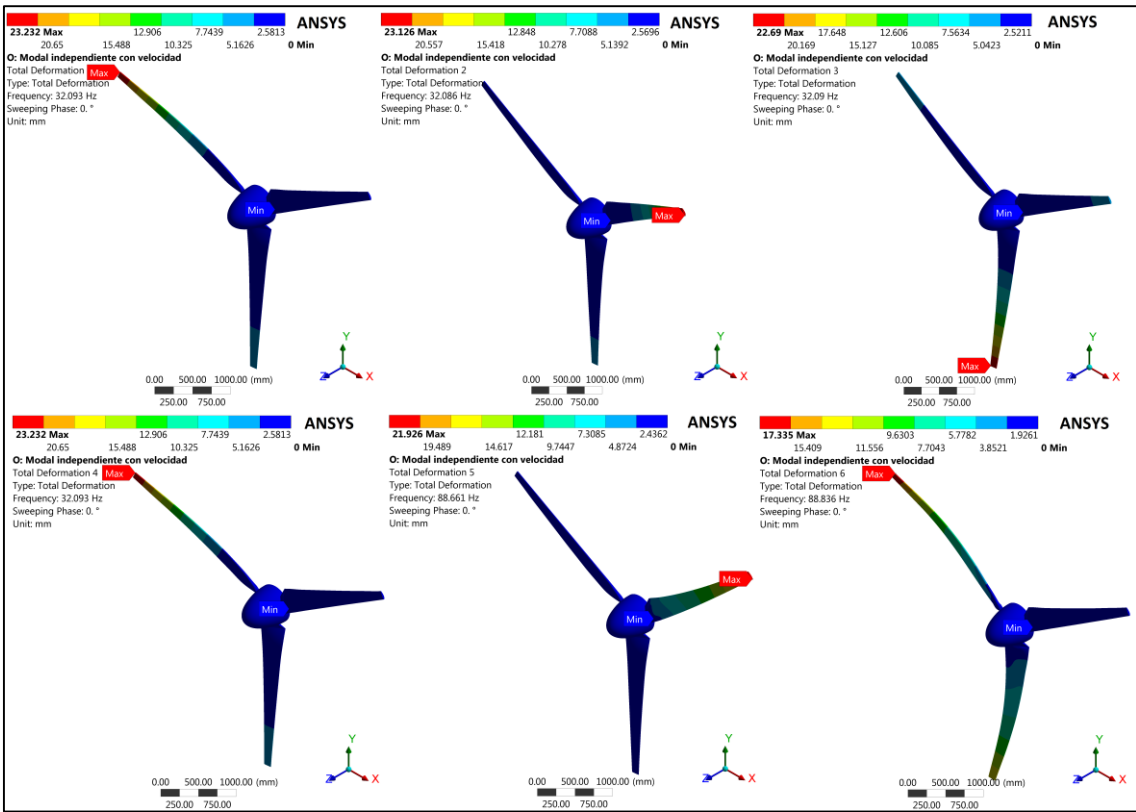


Figura 4.2. Frecuencias naturales y modos de vibrar [1, 2, 3, 4, 5, 6] – CASO 2.
(Fuente: Elaboración propia)

Tabla 4.3. Frecuencias naturales y modos de vibración - CASO 2.

Modo	Modo de vibración	Frecuencia natural (Hz)	Velocidad crítica (r.p.m.)
1, 2, 3	Flexión	[32.093; 32.086; 32.090]	[1925.58 ; 1925.16 ; 1925.40]
4,5,6	Flexión -Torsión	[32.093; 88.661 ; 88.836]	[5525.58 ; 5319.66 ; 5330.16]

CASO 3: Hélice del aerogenerador con precarga y con velocidad de giro.

La figura 4.3 muestra las frecuencias naturales con sus respectivos modos de vibrar [1, 3, 6, 8, 10, 12] con velocidad de 200 r.p.m., donde se aprecia claramente que las palas ya no vibran de forma independiente sino que la hélice vibra en conjunto. Esta diferencia radica en la influencia del soporte elástico que presenta el domo, modelado con un resorte en dirección axial de la hélice, el cual produce un cambio en la matriz de rigidez de la hélice. Al usar este tipo de soporte se considera el desplazamiento de la hélice debido al desplazamiento de la torre en dirección del viento. Por otro al considerar la precarga la

hélice sufre desplazamientos generando que la matriz de rigidez cambie. Por otro lado la inclusión de la velocidad de rotación añade al modelo matemático la matriz giroscópica modificando la matriz de amortiguamiento. El sistema para el CASO 3 es forzado amortiguado.

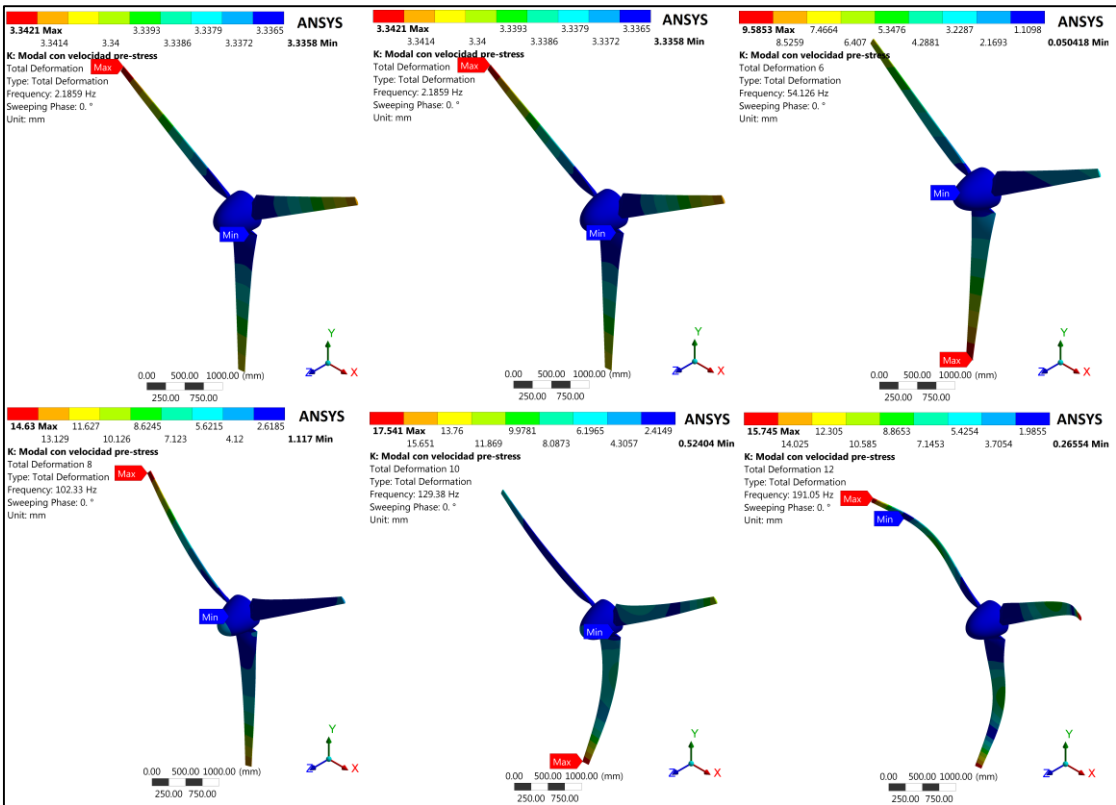


Figura 4.3. Frecuencias naturales y modos de vibración [1, 3, 6, 8, 10, 12] – CASO 3.
(Fuente: Elaboración propia)

Tabla 4.4. Frecuencias naturales y modos de vibración - CASO 3.

Modo	Frecuencia natural (Hz)	Velocidad crítica (r.p.m.)	Frecuencia natural (Hz)	Velocidad crítica (r.p.m.)	Frecuencia natural (Hz)	Velocidad crítica (r.p.m.)
1	2.1859	131.154	2.1857	131.142	2.1854	131.124
2	35.001	2100.06	34.914	2094.84	34.811	2088.66
3	35.257	2115.42	35.300	2118	35.338	2120.28
4	49.257	2955.42	48.007	2880.42	46.796	2807.76
5	52.682	3160.92	52.819	3169.14	52.866	3171.96
6	54.126	3247.56	55.201	3312.06	56.306	3378.36
7	73.701	4422.06	73.683	4420.98	73.661	4419.66
8	102.33	6139.8	102.46	6147.6	102.62	6157.2
9	102.91	6174.6	103.05	6183	103.25	6195
10	129.38	7762.8	129.52	7771.2	129.72	7783.2
11	129.56	7773.6	129.71	7782.6	129.92	7795.2
12	191.05	11463	191.10	11466	191.19	11471.4
r.p.m.	200		300		400	

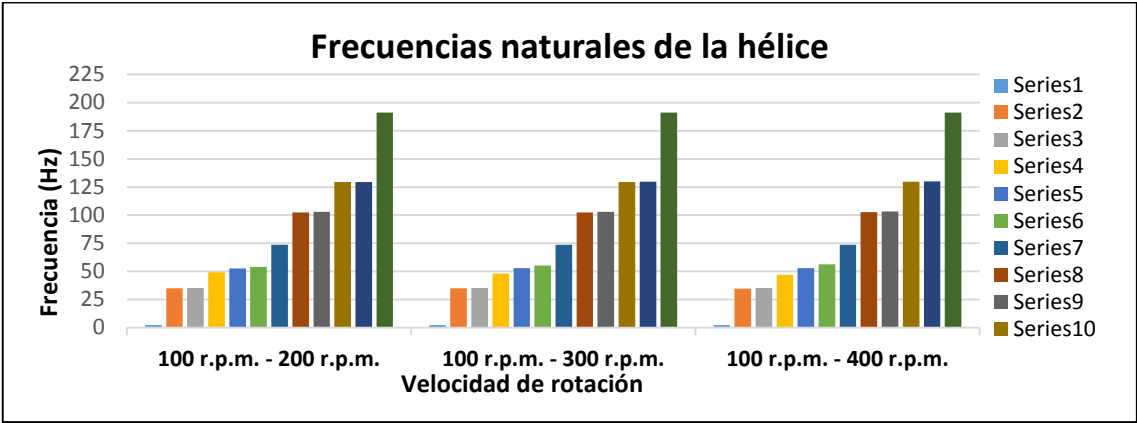


Figura 4.4. Frecuencias naturales para el CASO 3 y sus sub-casos.
(Fuente: Elaboración propia)

En este CASO 3, La velocidad de rotación que se impone a la hélice, crea un nuevo efecto sobre el sistema vibratorio (Hélice). Este efecto en adición con el campo de presiones provoca que el sistema pase a ser forzado amortiguado, ya que la velocidad de giro se manifiesta en la matriz giroscópica, la cual forma parte de la matriz de amortiguamiento. Cuando un sistema vibratorio es amortiguado, provoca cambios en las frecuencias naturales y modos de vibrar del mismo. En el gráfico 4.2 se puede apreciar que la hélice no entrará en resonancia, debido a que la curva RATIO no intersecta ninguna curva que representa los modos de vibración y las frecuencias naturales para cada sub-caso.

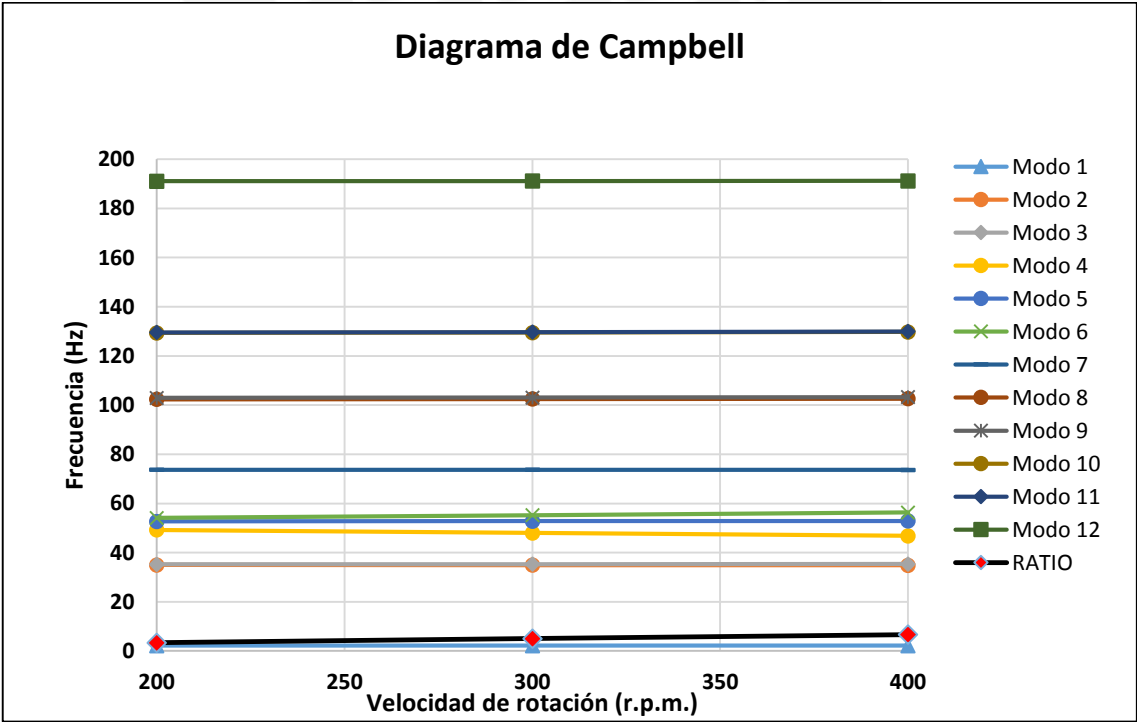


Figura 4.5. Diagrama de Campbell para el CASO 3 y sus sub-casos.
(Fuente: Elaboración propia)

4.3. Cálculo analítico usando teoría de vibraciones mecánicas

En este subcapítulo se procede a realizar el cálculo analítico usando la teoría clásica de vibraciones. Esto se hace para determinar las frecuencias naturales de los modos de torsión y flexión para luego comparar y verificar la simulación modal del CASO 1.

4.3.1. Consideraciones previas al cálculo

Procediendo con el cálculo analítico, es indispensable considerar suposiciones para usar la teoría clásica de vibraciones. Se consideró lo siguiente:

- Se considera que el material se comporta de forma linealmente elástica.
- Se considera que el sistema es de 1 grado de libertad.
- Se considera al domo de la hélice como un apoyo tipo empotramiento.

4.3.2. Cálculo de frecuencias naturales y modos de vibrar

En el presente se procede a la realización de los cálculos analíticos de los modos de flexión y torsión para una viga empotrada que presenta vibración libre sin amortiguamiento.

- **Cálculo de frecuencia natural para modo de flexión**

Como el caso más simple de vibración es el CASO 1. Por lo tanto la ecuación gobernante es la siguiente:

$$m\ddot{x} + kx = 0$$

Por otro lado, se tiene que la frecuencia natural es:

$$\omega_n = \sqrt{\frac{k}{m}}$$

Considerando la teoría de vibraciones de flexión para vigas y la teoría de deflexiones en vigas de resistencia de materiales:

$$k = \frac{F_{ex}}{\delta}$$

Entonces, la deflexión (en el punto de aplicación de la fuerza) para una viga empotrada en un extremo y con una fuerza aplicada en el otro extremo, es:

$$\delta = \frac{F_{ex} \cdot L^3}{3 \cdot E \cdot I}$$

Donde L es la longitud de la viga (para el caso analizado, la longitud de la pala), F_{ex} es la fuerza excitadora inicial, E es el módulo de elasticidad de la fibra de vidrio, I es el momento de inercia de área de la sección transversal.

$$\therefore k = \frac{F_{ex}}{\delta} = \frac{3 \cdot E \cdot I}{L^3}$$

Geometría del sistema

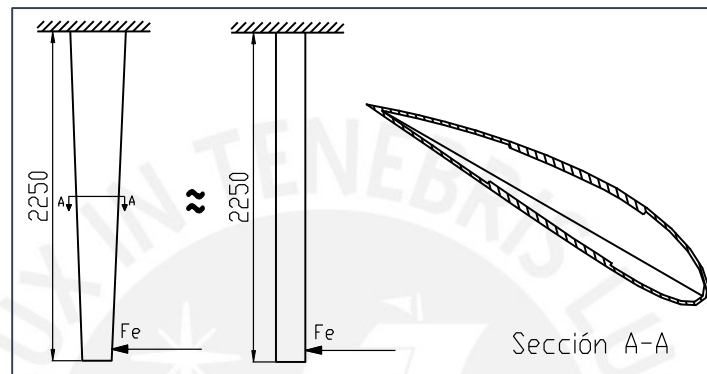


Figura 4.6. Modelo simplificado para cálculos analíticos (Flexión).
(Fuente: Elaboración propia)

La pala la modelo como una viga hueca con en largo (L) real. Por otro lado, la sección de la viga posee la cual se ajusta a la estación número 6 (12 estaciones totales suministradas por la empresa) y vendría a ser una sección “promedio”. En realidad sus dimensiones son demasiado variables. Para fines de simplificación en cálculos se toma valores promedios y se vuelven constantes a lo largo de la longitud. La longitud de cada pala de la hélice es:

$$L = 2250 \text{ mm}$$

Para la obtención del segundo momento de inercia de área nos apoyamos de un software (Autocad), ya la sección es bastante compleja.

$$I = 5172575 \text{ mm}^4$$

Cálculo de la masa involucrada en el fenómeno

La masa total involucrada en el fenómeno es:

$$M_{total} = M_{Participante(pala)}$$

Para el caso de vibraciones de flexión en vigas, no toda la masa participa en el efecto vibratorio. Según Thomson (Teoría de Vibraciones - Aplicaciones), tan solo trabaja el 30% de la masa total. Por tanto:

$$M_{participativa(pala)} = 0,3 \cdot M_{pala}$$

$$\therefore M_{total} = 0,3 \cdot M_{pala}$$

Cálculos finales

Para la fibra de vidrio, se tienen las siguientes propiedades:

$$E = 13300 \text{ MPa}$$

$$M_{pala} = 7.5 \text{ kg}$$

Por lo tanto:

$$k = \frac{3 \cdot E \cdot I}{L^3} = \frac{3 \cdot (13300) \cdot (23272575.3)}{2250^3} = 81.52 \frac{\text{N}}{\text{mm}}$$

$$M_{total} = 0,3 \cdot M_{pala} = (0,3) \cdot (6.4) = 2.25 \text{ kg}$$

$$f_n = \frac{1}{2 \cdot \pi} \cdot \sqrt{\frac{k}{m}} = \frac{1}{2 \cdot \pi} \cdot \sqrt{\frac{81.52 \cdot 1000}{2.25}} = 30.29 \text{ Hz}$$

- **Cálculo de frecuencia natural para modo de torsión**

Como se estudian vibraciones libres, la ecuación gobernante del sistema es:

$$J\ddot{\theta} + k_t\theta = 0$$

Por lo tanto, la frecuencia natural del sistema es:

$$\omega_n = \sqrt{\frac{k_t}{J_{total}}}$$

Considerando la teoría de vibraciones de torsión para vigas [25]:

$$k_t = \frac{G \cdot I_p}{L}$$

Donde G es el módulo de cizalladura (para el caso analizado, G es el módulo de cizalladura de la fibra de vidrio), I_p es el momento de inercia polar de área de la sección transversal de la pala de la hélice y L es la longitud de la pala.

Geometría del sistema

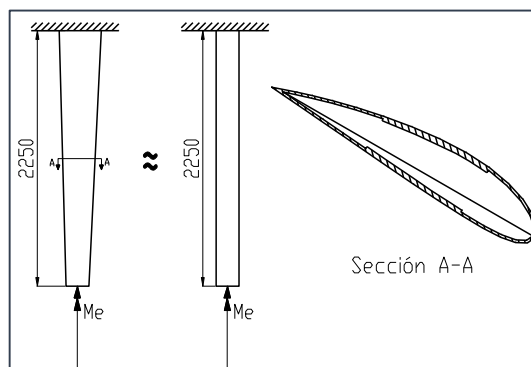


Figura 4.7. Modelo simplificado para cálculos analíticos (Torsión).
(Fuente: Elaboración propia)

Entonces, calculando el momento de inercia polar y la longitud de la pala de la hélice con el apoyo de un software (Autocad):

$$I_p = I_x + I_y = 2155741977.48 \text{ mm}^2$$
$$L = 2250 \text{ mm}$$

Cálculo del momento de inercia de masa de la pala del aerogenerador

El momento de inercia de masa de la pala es:

$$J_{total} = J_{pala}$$

Cálculos finales

Para la fibra de vidrio, se tienen las siguientes propiedades:

- $G = 6157.4 \text{ MPa}$
- $J_{total} = 25147 \text{ kg} \cdot \text{mm}^2$

Por lo tanto:

$$k_t = \frac{G \cdot I_p}{L} = \frac{(6157.4) \cdot (2155741977.48)}{2250} = 5899451401 \text{ N} \cdot \text{mm}$$
$$f_n = \frac{1}{2 \cdot \pi} \cdot \sqrt{\frac{k_t}{J_{total}}} = \frac{1}{2 \cdot \pi} \cdot \sqrt{\frac{5899451401}{25147}} = 77.09 \text{ Hz}$$

A continuación se muestran los resultados obtenidos analíticamente:

Tabla 4.5. Frecuencias naturales para modos de flexión y torsión.

Modos de vibrar	Flexión	Torsión
Frecuencia natural (Hz)	30.29	77.09

Luego de tener los resultados de frecuencias naturales para los modos de flexión y torsión para la simulación correspondientes al CASO 1 se puede observar cierta similitud con los resultados obtenidos por la simulación modal. Por lo tanto se puede afirmar lo siguiente:

- Se puede decir que las simplificaciones y suposiciones que se hizo en un inicio para los cálculos analíticos son válidas.
- La principal simplificación realizada y que resultó totalmente válida fue reducir el sistema de n – grados de libertad, a 1 grado de libertad. Asimismo, realizar el cálculo como si la pala de la hélice fuese una viga empotrada también fue acertado, ya que la variación obtenida es menor al 20 %.

4.4. Comparación entre simulación numérica y cálculo analítico

Finalmente, se realiza una comparación entre los resultados obtenidos en la simulación modal y los obtenidos en el cálculo analítico, para las frecuencias naturales de los modos de flexión y torsión. La siguiente tabla muestra dicha comparación y la diferencia porcentual entre ambos resultados.

Tabla 4.6. Comparación final de resultados para frecuencias naturales.

Modos de vibrar	Flexión	Torsión*
Frecuencia natural (Hz) en simulación modal	32.14	91.84
Frecuencia natural (Hz) en cálculos analíticos	30.29	77.09
Diferencia porcentual (%)	5.76 %	16.06 %*

*: Representa la diferencia entre el cálculo y la simulación (efectos).

Como se aprecia en la tabla 4.6 la diferencia porcentual entre los 2 casos de comparación es baja, siendo el caso de flexión el más cercano a la simulación. La Variación para el caso de flexión (5.76 %) se debe a que en realidad la pala del aerogenerador posee sección variable a lo largo de su longitud, pero para fines de simplificaciones analíticas se consideró sección constante con el perfil aerodinámico “promedio”, es decir la sexta estación de las 12 totales suministradas por la empresa. Por otro lado la variación para el caso de torsión (16.06 %) se debe a que la simulación arroja los resultados con efectos “mezclados”, es decir los modos de vibración 4, 5 y 6 corresponden al de flexión y torsión; mientras que para los cálculos analíticos solo se considera torsión pura, es por ello que hay una variación porcentual mayor para que para el caso de flexión.

CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

1. Para realizar el análisis estructural de la hélice del aerogenerador primero se realizó un análisis aerodinámico, para obtener el campo de presiones que actúa sobre la hélice. Este estudio se realizó para condiciones extremas de operación (velocidad de viento 14 m/s y velocidad de giro de la hélice 400 r.p.m.). Bajo estas condiciones se determinó el torque y la potencia máxima que sería capaz de generar el aerogenerador, obteniendo un valor de 6.86 kW, considerando las pérdidas mecánicas y eléctricas. Si bien este valor es más del doble de la potencia nominal de diseño, estimada en 3kW (velocidad de viento 12 m/s y velocidad de giro de la hélice 300 r.p.m.), se considera que es un valor razonable, dado que se trata de condiciones extremas de funcionamiento. Por otro lado, el valor calculado está en correspondencia con las mediciones experimentales realizadas en campo, que arrojan una potencia del orden de los 4 kW. De esta manera se puede afirmar que el análisis aerodinámico es válido y que el campo de presiones utilizado para el análisis estructural es adecuado.
2. Se realizó un análisis estructural estático lineal de la hélice considerando todas las cargas que actúan sobre el sistema, estas son: las cargas aerodinámicas (campo de presiones), la fuerza de gravedad, la fuerza centrífuga y el efecto giroscópico. Del análisis de resultados correspondiente se deduce que la carga más importante es la presión aerodinámica. Además, el efecto giroscópico que se produce sobre la hélice, es también significativo, generando esfuerzos alternantes sobre las palas, que en algunas posiciones se compensan con los esfuerzos generados por la presión y en otras se suman.
3. El modelo de análisis por simulación numérica se verificó mediante cálculos analíticos para un material isotrópico, considerando las propiedades mecánicas promedio del material. Estos cálculos arrojan valores de esfuerzos normales máximos equivalentes similares por ambos métodos, presentando una variación porcentual de 4.50%. La diferencia radica en el tipo de soporte usado en la simulación numérica, que considera la rigidez de la torre sobre la que va montada la hélice, aspecto no considerado en el cálculo analítico. Al considerar la rigidez de la torre los esfuerzos disminuyen ligeramente, lo cual está en concordancia con lo esperado.

4. Utilizando el modelo numérico verificado se realizó el análisis estructural de la hélice, pero considerando el material real con el que está fabricada, el cual tiene un comportamiento ortotrópico. Los resultados obtenidos arrojan un desplazamiento máximo de 492.5 mm en la dirección axial de la hélice y un esfuerzo normal máximo de 258 MPa en la dirección longitudinal de la pala, para un factor de seguridad de la hélice de 1.43.
5. Se estudió el comportamiento vibratorio de la hélice mediante el análisis modal por simulación numérica de diferentes casos, considerando los efectos de apoyo (rígido y flexible), cargas y velocidad angular. Se comprobó que la hélice no entra en resonancia en un amplio rango de velocidades de trabajo alrededor de la velocidad nominal de funcionamiento (300 ± 100 r.p.m.), ya que la velocidad crítica correspondiente al primer modo de vibración es de 131.14 r.p.m. y la correspondiente al segundo modo de vibración es de 2088.66 r.p.m. Los resultados de la simulación se verificaron mediante la teoría de vibraciones mecánicas, utilizando un modelo analítico de 1 G.D.L, correspondiente a una pala de la hélice con sección constante promedio. Se obtuvo una adecuada aproximación entre ambos resultados, con una variación porcentual de 5.76% para el modo de flexión y 16.06% para el modo de torsión.
6. Si bien los procedimientos, modelos y resultados obtenidos en el presente trabajo se consideran suficientes para diagnosticar adecuadamente el comportamiento de la hélice del aerogenerador, se recomienda realizar el estudio considerando diferentes magnitudes y direcciones de la velocidad del viento. De esta manera se podrán obtener los esfuerzos y desplazamientos máximos de la hélice con mayor precisión. Lo mismo ocurriría con las velocidades críticas y modos de vibración.

BIBLIOGRAFÍA

- [1] ÇENGEL, Yunus; CIMBALA, John. *Mecánica de fluidos: Fundamentos y aplicaciones*. McGraw-Hill, primera Edición, México D.F., 2006.
- [2] RODRIGUEZ, Jorge
2011 *Resistencia de Materiales 2*. Lima: PUCP
- [3] HUERTO BUJAICO, Hebert. *Simulación numérica de un tanque agitador con impulsor de paletas planas 45° mediante ANSYS CFX*. Tesis para optar por el Título de Ingeniero Mecánico. Lima: Pontificia Universidad Católica del Perú, Facultad de Ciencias e Ingeniería, 2012.
- [4] GERE, James; GOODNO, Barry. *Mecánica de materiales*. Cengage Learning, Séptima edición, México D.F., 2009.
- [5] LAFITA BABIO, Felipe; MATA CORTÉS, Hilario. *Introducción a la teoría de vibraciones mecánicas*. Editorial Labor, S.A., Primera edición, Barcelona 1968.
- [6] SPERA, David A. *Wind Turbine Technology: Fundamental Concepts of Wind Turbine Engineering*. Primera edición. New York: ASME, 1994.
- [7] ALENCASTRE, Jorge. *Apuntes del curso Vibraciones*. Pontificia Universidad Católica del Perú, Lima: 2012.
- [8] EHRICH, Fredric. *Handbook of rotordynamics*. Krieger publishing company, segunda edición, Malabar, 1999.
- [9] HUSEIN DATOO, Mahmood. *Mechanics of Fibrous Composites*. Primera edición, New York, 1991.
- [10] MALDONADO JAZZÁN, Raymundo. *Análisis y simulación del impacto frontal y lateral del auto del Proyecto Minibaja*. Tesis para optar por el Título de Ingeniero Mecánico. Puebla: Universidad de las Américas Puebla, Escuela de Ingeniería, 2004.
- [11] CREUS SOLÉ, *Aerogeneradores, México DF ,2004*
- [12] ANSYS 14.5 HELP Inc. 2013
- [13] ANSYS USERS' GUIDE. 2014 *Mechanical APDL Theory Reference*. USA.
- [14] BARBERO, E.J. *Introduction to Composite Materials Design*, West Virginia Univ., U.S.A., 1998.
- [15] LAVAYEN, D. *Análisis de los componentes estructurales de un aerogenerador de 3 kw mediante simulación numérica*. Lima, Perú, 2014.
- [16] Maza, M., Flores, F. y Preidikman S. *Interacción fluido-estructura, no-estacionaria y No-lineal, con modelos de flujo potencial y estructuras de vigas*. Mecánica Computacional Vol XXXI, págs. 771-795. Salta, Argentina, 2012.